

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ  
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ  
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

**Інститут аерокосмічних технологій**

**Кафедра авіа- та ракетобудування**

«На правах рукопису»

УДК 629.735.33

До захисту допущено:

В.о. завідувача кафедри

\_\_\_\_\_ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 р.

**Магістерська дисертація**

**на здобуття ступеня магістра**

**за освітньо-професійною програмою «Літаки та вертольоти»**

**зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

**на тему: «Дослідження балансувальних втрат літального  
апарата схеми «тандем»»**

Виконав:

студент VI курсу, групи АЛ-91мп

Білоус Ілля Ігорович \_\_\_\_\_

Керівник:

Професор, д.т.н., в.о. завідувача кафедри

Кабанячий Володимир Володимирович \_\_\_\_\_

Рецензент:

Професор, д.ф.-м.н., професор кафедри СКЛА,

Чепілко М.М. \_\_\_\_\_

Засвідчую, що у цій магістерській  
дисертації немає запозичень з праць  
інших авторів без відповідних  
посилань.

Студент \_\_\_\_\_

Київ – 2020 року

**Національний технічний університет України**  
**«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**  
**Інститут аерокосмічних технологій**  
**Кафедра авіа- та ракетобудування**

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – **134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

\_\_\_\_\_ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 р.

**ЗАВДАННЯ**  
**на магістерську дисертацію студенту**  
**Білоусу Іллі Ігорович**

1. Тема дисертації «Дослідження балансувальних втрат літального апарата схеми «тандем»», науковий керівник дисертації Кабанячий Володимир Володимирович, д.т.н., професор, затверджені наказом по університету від «04» грудня 2020 р. № 3455-с

2. Термін подання студентом дисертації 10 грудня 2020 р.

3. Об'єкт дослідження Процес обтікання повітрям літального апарата схеми «тандем»

4. Вихідні дані Швидкість потоку - 30 м/с;  
Відхилення руля висоти -  $\delta_B = -20^\circ \dots +20^\circ$ ;  
Кути атаки -  $\alpha = -12,8^\circ \dots 20,2^\circ$  з кроком у  $1^\circ$ .

5. Перелік завдань, які потрібно розробити

5.1.Огляд та аналіз ЛА схеми «тандем».

5.2.Огляд та вибір методів визначення балансувальних втрат.

5.3.Розрахунок аеродинамічних характеристик ЛА методами обчислювальної аеродинаміки.

5.4.Порівняння результатів та оцінка ефективності рулів висоти.

5.5.Виведення рекомендацій щодо оцінки балансування ЛА схеми «тандем».

5.6.Розробка стартап-проекту.

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

6.1.Огляд аналогів

6.2.Загальний вигляд літака «А-8»

6.3.Результати випробування в аеродинамічній трубі

6.4.Розрахунок аеродинамічних характеристик ЛА методами обчислювальної аеродинаміки

6.5.Порівняння результатів розрахунку з експериментом в аеродинамічній трубі

6.6.Оцінка ефективності рулів висоти

7. Орієнтовний перелік публікацій

7.1. Стаття у фаховому виданні.

7.2. Доповідь на науково-технічній конференції з публікацією тез.

8. Дата видачі завдання 01.10. 2019

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Огляд аналогів та їх аналіз за розташуванням органів керування.	до 15.09.2020 р.	
2.	Огляд та вибір методів визначення балансувальних втрат.	до 31.10.2020 р.	
3.	Розрахунок аеродинамічних характеристик ЛА методами чисельної аеродинаміки.	до 15.10.2020 р.	
4.	Порівняння результатів розрахунку з експериментом в аеродинамічній трубі.	до 30.10.2020 р.	
5.	Оцінка ефективності рулів висоти.	до 10.11.2020 р.	
6.	Виведення рекомендацій щодо оцінки балансування ЛА схеми «тандем» числовим методом.	до 20.11.2020 р.	
7.	Підготовка статті до публікації.	до 30.11.2020 р.	
8.	Розробка стартап-проекту.	до 07.12.2020 р.	
9.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу.	до 10.12.2020 р.	
10.	Перевірка на плагіат.	до 10.12.2020 р.	

Студент

Ілля БІЛОУС

Науковий керівник

Володимир КАБАНЯЧИЙ

## **Анотація**

Пояснювальна записка до магістерської дисертації «Дослідження балансувальних втрат літального апарата схеми «тандем»» містить 83 сторінки тексту, 51 ілюстрацію та 14 бібліографічних посилань.

Метою роботи є дослідження балансувальних втрат літального апарата схеми «тандем» на основі оцінки ефективності його органів керування.

Проведено огляд аналогів літальних апаратів аеродинамічної схеми «тандем» та визначено її переваги і недоліки.

Виконано розрахунок аеродинамічних характеристик літального апарата «А-8» схеми «тандем» при певних відхилення руля висоти, який розташовано на передньому крилі, за допомогою програмного забезпечення XFRLR5. Порівняно результати розрахунку із результатами експерименту в аеродинамічній трубі.

Проаналізовано величину ступеня поздовжньої стійкості літака та вплив відхилення руля висоти вниз і вгору на коефіцієнт підйімальної сили та коефіцієнт моменту тангажа при кутах атаки в експлуатаційному діапазоні ( $2^\circ$  та  $6^\circ$ ). Кількісно визначено вплив інтерференції крил на ефективність рулів висоти. Розраховано балансувальні втрати для горизонтального польоту при максимальній аеродинамічній якості.

Надано рекомендації щодо доцільності використання загалом програмного забезпечення XFRLR5 та зокрема конкретних математичних моделей при оцінці ефективності рулів висоти, розташованих на передньому крилі літального апарата схеми «тандем».

Ключові слова: балансувальні втрати, ефективність рулів висоти; літальний апарат схеми «тандем», XFRLR5.

## **Abstract**

The explanatory note to the master's dissertation «Research of tandem-scheme aircraft balancing losses» contains 83 pages of text, 51 illustrations and 14 bibliographic references.

The aim of the work is to study the balancing losses of the aircraft of the tandem scheme based on the assessment of the effectiveness of its controls.

A review of analogs of aircraft of the aerodynamic scheme "tandem" and identified its advantages and disadvantages.

The calculations of aerodynamic characteristics for a tandem-scheme aircraft "A-8" with a selected forward wing elevator angle using XFLR5 software. The results are compared with wind-tunnel data.

The analysis included longitudinal stability evaluation and an investigation of the impact of elevator position (in the range from  $2^\circ$  to  $6^\circ$ ) on lift and pitching moment. On top of that, the impact of wing-wing interference on the elevator effectiveness is taken into account as well: the effect on lift coefficient is slimer, while the effect on pitching moment is larger compared to a typical, isolated, wing.

Additionally the paper focuses on recommendations on whether XFLR5 software is practically suitable for solving the problem and, especially, on specific theoretical models when evaluating the forward wing elevator effectiveness for tandem-scheme aircraft.

Key words: balancing losses, efficiency of rudders; tandem-scheme aircraft, XFLR5.

## ЗМІСТ

<b>Списки термінів та умовних скорочень .....</b>	<b>7</b>
<b>Вступ. Актуальність теми та її практичне значення .....</b>	<b>8</b>
<b>1.Огляд та аналіз ЛА схеми «тандем» .....</b>	<b>10</b>
1.1. Аеродинамічна схема «тандем» .....	10
1.2. III-Тандем .....	11
1.3. Mignet Pou-du-ciel .....	13
1.4. Quickie Rutan .....	15
1.5. Scaled Composites Proteus.....	18
1.6. Sunny Boxwing .....	21
1.7. Soar Dragon .....	23
1.8. Пілум.....	24
1.9. А-8 .....	26
Висновки по розділу .....	29
<b>2.Огляд та вибір методів визначення балансувальних втрат.....</b>	<b>30</b>
2.1. Експериментальний метод.....	30
2.2. Чисельні методи.....	35
2.3. Аналітичний розрахунок .....	40
Висновки по розділу .....	44

					<b>АЛ91мп01.14.00.00.00 ПЗ</b>		
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата			
Розроб.		Білоус І.І.			<b>Дослідження балансувальних втрат літального апарата схеми «тандем»</b>		
Перевір.		Кабанячий В.В.					
Н. Контр.		Поваров С.А.					
Затверд.		Кабанячий В.В.					
					Літ.	Арк.	Аркушів
						5	83
					КІП ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ                      АЛ-91мп		

<b>3.Розрахунок аеродинамічних характеристик ЛА методами обчислювальної аеродинаміки .....</b>	<b>45</b>
Висновки по розділу .....	59
<b>4.Порівняння результатів та рекомендації щодо балансування літального апарата схеми «тандем».....</b>	<b>60</b>
4.1.Порівняння результатів та оцінка ефективності рулів висоти. ....	60
4.2.Виведення рекомендацій щодо оцінки балансування ЛА схеми «тандем» числовим методом.....	68
Висновки по розділу .....	69
<b>5.Розробка стартап-проекту .....</b>	<b>70</b>
5.1.Опис ідеї проекту.....	70
5.2. Технологічний аудит проекту .....	71
5.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту .....	72
5.4.Розроблення ринкової стратегії проекту.....	77
5.5.Розробка маркетингової програми стартап-проекту .....	78
Висновки по розділу .....	79
<b>ВИСНОВКИ .....</b>	<b>80</b>
<b>Список використаних джерел.....</b>	<b>82</b>

## Списки термінів та умовних скорочень

АТ – Аеродинамічна труба;

АХ – Аеродинамічні характеристики;

БПЛА – Безпілотний літальний апарат;

ККД – Коефіцієнт корисної дії;

ЛА – Літальний апарат;

ППО – Протиповітряна оборона;

РВ – Руль висоти;

Ansys Fluent – програмне забезпечення, що використовується для моделювання потоку рідини, тепло- і масообміну, хімічних реакцій та інших пов'язаних явищ.

CFD - Computational Fluid Dynamics (обчислювальна гідрогазодинаміка);

GPS - Global Positioning System (система глобального позиціонування);

XFOIL - інтерактивна програма для проектування та аналізу дозвукових ізольованих профілів;

XFLR5 - програма для аналізу профілів, крил і простих моделей літаків при малих числах Рейнольдса;



## **Вступ. Актуальність теми та її практичне значення**

Ряд значних переваг безпілотних літальних апаратів перед пілотованою авіацією: відносно невелика вартість, малі затрати на експлуатацію, можливість виконувати маневри з перенавантаженням, які людина не здатна витримувати – призвели до більш активного їх розвитку. Характерною особливістю БПЛА є використання різних аеродинамічних схем, в тому числі і схеми «тандем», оскільки вона є доцільною в конструктивному аспекті для БПЛА з розкладним крилом та з обмеженими габаритами (наприклад, контейнерного старту), так як дає можливість істотно (~ на 40 %) зменшити розмах. Таким чином, аеродинамічна схема «тандем» отримала певне розповсюдження серед пілотованих та безпілотних літальних апаратів.

При проектуванні літального апарата будь-якої аеродинамічної схеми необхідно відшукати раціональний компроміс між його стійкістю та керованістю, оскільки чим стійкіший літак, тим важче вивести його зі стану рівноваги, тим гірша його керованість. Стійкість літака забезпечується певним положенням його центра мас щодо фокусу, а ефективність органів керування визначає балансувальні втрати.

Найточнішим методом визначення балансувальних втрат до початку льотних випробувань є експеримент в аеродинамічній трубі. Основним його недоліком є висока вартість та витрата часу на виготовлення моделі, проведення самого експерименту та обробки результатів.

Простішим засобом визначення аеродинамічних коефіцієнтів літального апарата, особливо на етапі попереднього проектування, є низькорівневі методи обчислювальної аеродинаміки. Вони не потребують значних ресурсів обчислювальної техніки та багато часу, проте результати можуть мати похибки щодо істинного значення досліджуваної величини.

Мета магістерської дисертації - виконати розрахунок аеродинамічних характеристик літального апарата «А-8» схеми «тандем» при певних відхилення руля висоти, який розташовано на передньому крилі, за допомогою програмного забезпечення XFLR5, порівняти результати розрахунку із

результатами експерименту в аеродинамічній трубі та розрахувати балансувальні втрати для горизонтального польоту при максимальній аеродинамічній якості. На основі цього порівняння буде надано рекомендації щодо доцільності використання загалом програмного забезпечення XFLR5 та зокрема конкретних математичних моделей при оцінці ефективності рулів висоти, розташованих на передньому крилі літального апарата схеми «тандем».

## **1. Огляд та аналіз ЛА схеми «тандем»**

### **1.1. Аеродинамічна схема «тандем»**

Під аеродинамічною схемою літальних апаратів прийнято вважати певну систему його несучих поверхонь. Вона характеризується, як взаємним положенням цих поверхонь так і їх відносними розмірами і формами [1]. Найбільш розповсюджена нормальна або класична схема – в якій горизонтальне оперення (стабілізатор) розташовується позаду крила. Як правило, вона використовується в цивільній пілотованій авіації, оскільки літаки такої схеми володіють значною шляховою, повздовжньою і поперечною стійкістю, та їх крила мають потужну механізацію. Проте щодо безпілотної авіації спектр задач дуже розширений, тому є можливість експериментувати з різними нетрадиційними аеродинамічними компоновками, в тому числі і з такими, як «тандем».

До основних переваг тандемної аеродинамічної схеми перед нормальною та іншими можна віднести [2]:

- широкий діапазон центрівок;
- менші згинальні моменти через менший розмах крила, відповідно менша вага крила;
- можливість застосовувати більш тонкі профілі, менший опір тиску;
- невеликий рознос маси вздовж поперечної осі;
- підвищена поперечна керованість;
- можливість безпосереднього керування підйимальною силою;
- обидва крила створюють додатну підймальну силу.

До недоліків можна віднести:

- крило працює на менших числах Рейнольдса, більше тертя;
- скіс потоку від переднього крила знижує несучі властивості заднього крила;
- менший об'єм крила під паливо;
- великий рознос маси вздовж повздовжньої осі;
- необхідність посилення фюзеляжу при роботі на кручення;

- низька шляхова стійкість через мале плече вертикального оперення.

## 1.2. Ш-Тандем

Яскравим прикладом літального апарату нетрадиційної схеми, для першої половини XX сторіччя, являється «Ш-Тандем» (рис. 1.2.1) – радянський двомісний штурмовик схеми «тандем», розроблений конструктором Грушиним в середині 1930х років. Всього було випущено одну модель [3].

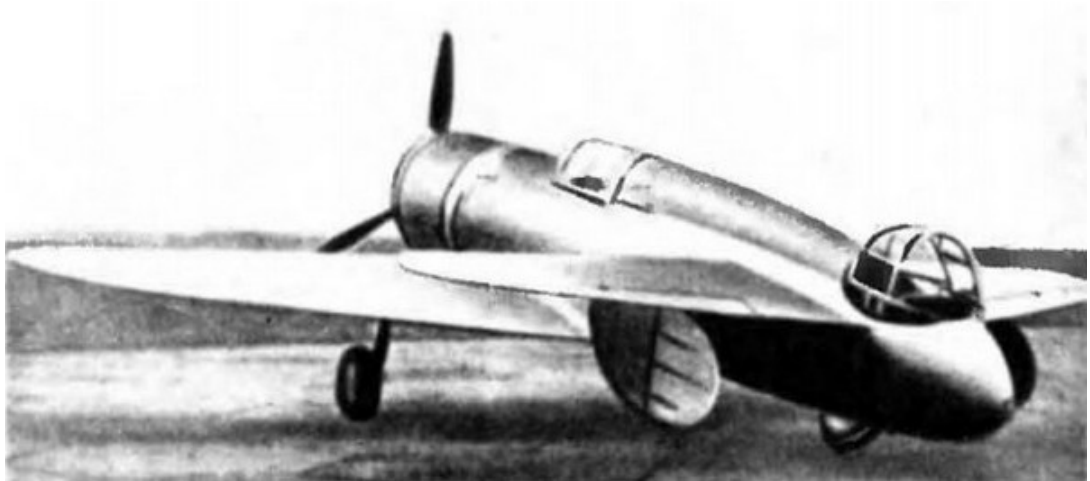


Рис. 1.2.1. Зовнішній вигляд літака «Ш-Тандем»

При виборі тандемної схеми (рис.1.2.2), автор керувався тим, що розподілення маси по довжині літака дозволить отримати хорошу повздовжню стійкість. Через допустимість використання задньої центрівки, кулеметна установка була розміщена в хвостовій частині, що в поєднанні з двокілевим оперенням, дозволило отримати більші кути обстрілу.

Також виявилось простіше розміщувати корисне навантаження та броню. Через невеликі габарити, вдалося зменшити діаметр круга, в який вписувався контур літака в плані, що сприяло меншій уражуваності штурмовика.

Конструкція літака дерев'яна, в основному із бакелітової фанери. Фюзеляж типу монокок. Крила дволожнеронні кесонного типу з тонкостінними панелями обшивки. Варто відмітити високу технологічність літака.

Основне переднє крило було розміщено нижче по відношенню до заднього, в нього склалися стійки і колеса основного шасі. Заднє крило складало 45% площі від переднього та виконувало функції горизонтального оперення. На обох крилах було розміщено елерони, на задньому вони виконували ще й функції рулів висоти. Вертикальне оперення було виконано у вигляді шайб, прикріплених до кінців горизонтального оперення. Польоти виконувалися з центруванням 34-44% САХ. Відмічалось, що літальний апарат був простий в експлуатації.

Зліт «Ш-Тандем» виявився утрудненим, запаси повздовжньої стійкості були недостатні, на рулі напрямку реагував кволо. Вважалось, що перевищення заднього крила над переднім є не зовсім вдалим рішенням. Державні випробовування літак не пройшов, через: невідповідність ТТВ, недостатність шляхової стійкості (при збільшенні швидкості літак рискав), тісної кабіни штурмана, невдалого шасі та недостатньої міцності переднього крила. Ці фактор сприяли тому, що роботу над проектом в 1939 році було завершено.

Основні льотно-технічні характеристики «Ш-Тандем» надано в таблиці 1.2.1.

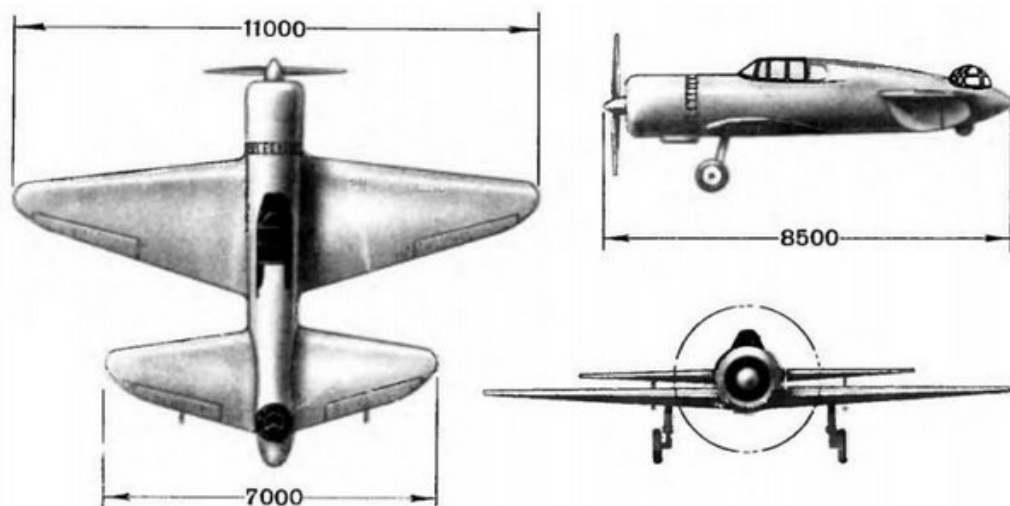


Рис. 1.2.2. Схема літака «Ш-Тандем»

## Основні льотно-технічні характеристики літака «Ш-Тандем»

Розмах крила, м	11,00
Довжина, м	8,5
Площа крила, м <sup>2</sup>	30,4
Злітна маса, кг	2560
Тип двигуна	М-87
Потужність, к.с.	1х930
Максимальна швидкість, км/год	
біля землі	406
на висоті	488
Екіпаж	2
Озброєність	5 кулеметів ШКАС, 200 кг бомб

## 1.3. Mignet Pou-du-ciel

«Mignet Pou-du-ciel» (рис. 1.3.1) – одномісний надлегкий французький літальний апарат схеми «тандем», розроблений конструктором Анрі Мін'є на початку 1930х років. Літак спроектовано технологічно простим, для приватного використання, виробництво таких моделей виконується і по сьогоднішній день [4].



Рис. 1.3.1. Зовнішній вигляд літака «Mignet Pou-du-ciel»

Конструкція літака (рис. 1.3.2) виконана із дерева і тканини. Фюзеляж спроектовано з низьким розміщенням центру ваги. Крила мають майже однакову площу, за рахунок цього, на думку автора, апарат має достатню повздовжню стійкість. Також Мін'є вважає, що через значну V-подібність обох крил, літак має високу ступінь стійкості в польоті. Керування апаратом відбувається без допомоги керуючих поверхонь, у двох каналах: по тангажу за рахунок зміни кута атаки переднього крила, по курсу за допомогою руля напрямку, який являє собою суцільно поворотну керуючу поверхню.

В результаті вийшов дуже простий в збірці апарат – всього два крила і руль напрямку, без керуючих поверхонь.

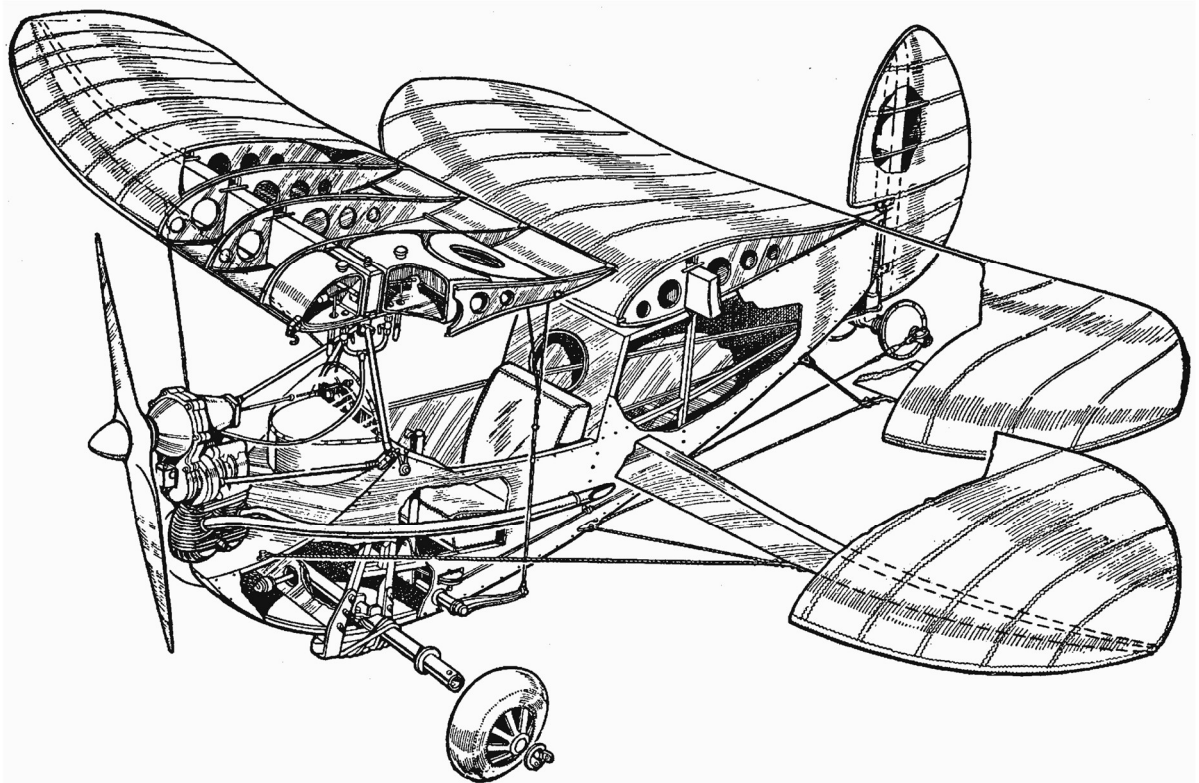


Рис. 1.3.2. Компонувочна схема літака «Mignet Pou-du-ciel»

#### 1.4. Quickie Rutan

«Quickie Rutan» (рис. 1.4.1) – американський легкий одномісний багатоцільовий літальний апарат схеми «тандем», розроблений Бертом Рутаном в 1977 році [5].

Можна вважати, що відродження аеродинамічної схеми «тандем» почалося саме з цього літака, оскільки більшість розробок відбувалися в першій половині XX сторіччя, після чого дану схему не використовували.



Рис. 1.4.1 Зовнішній вигляд літака «Quickie Rutan»

Причиною розробки даного літака була необхідність досягнути максимально можливі льотно-технічні характеристики одномісного літака з малопотужним мотором з урахуванням наступних факторів:

- аеродинамічна компоновка, в якій всі несучі поверхні будуть створювати виключно додатну підймальну силу;
- пілот буде розміщений практично в центрі маси літака;
- застосування ламінарних аеродинамічних профілів, які можна виконати із використанням нових конструкційних матеріалів;
- встановлення тягнучого гвинта із максимальним коефіцієнтом корисної дії;



- підвищення енергоозброєності літака з двигуном малої потужності за рахунок використання склопластику і трьохшарової панелі із заповнювачем з пінопласту;
- зменшення профільного опору за рахунок великої якості поверхні літака.

Переднє крило літака «Quickie» створює 60% від усієї підіймальної сили, також на ньому розміщено рулі висоти, які виконують ще й функції закрилків.

Заднє крило має трохи більший розмах за переднє, на ньому встановлені елерони, за допомогою яких відбувається керування в каналі крену.

Для забезпечення поперечної стійкості заднє крило має додатну V-подібність, переднє – від’ємну. Винесений назад кінь забезпечує нормальну курсову стійкість. В основі кіля розташовано керуюче колесо.

За рахунок вдалої компоновки (рис. 1.4.2.) вдалося зменшити інтерференцію переднього і заднього крила. У вінглетах переднього крила в обтікачах розміщено основні шасі. За рахунок цього досягнуто мінімальну масу конструкції.

Також було вдало підібрано висоту коробки крил (вертикальна відстань між крилами), при якій заднє крило розташовано вище за переднє. В результаті чого, при крейсерському режимі польоту така компоновка забезпечує мінімальний опір, а на злітно-посадковому режимі, на всьому діапазоні експлуатаційних кутів атаки, інтерференція переднього і заднього крила – мінімальна.

Через використання конструкційних матеріалів – скловолокна та пінопласту, досягнуто високу якість поверхні і виготовлено точні ламінаризовані аеродинамічні профілі.

Літак було спроектовано для самостійної збірки. Першу модель було зібрано на заводі RAF за 400 годин. Програма льотних випробувань завершилась через 5 місяців після першого польоту. Літак користувався

великим попитом, і до середини 80-х років було випущено більше 350 моделей.

За приблизно однаковими розмахом і площею крил даний літак можна вважати тандемом, хоча його проектувальники зараховують його до схеми «качка», так як рулі висоти знаходяться на передньому крилі, а елерони – на задньому. В липні 1980 року було створено двомісний літак «Quickie Q2» та «Q200» на базі літака «Quickie».

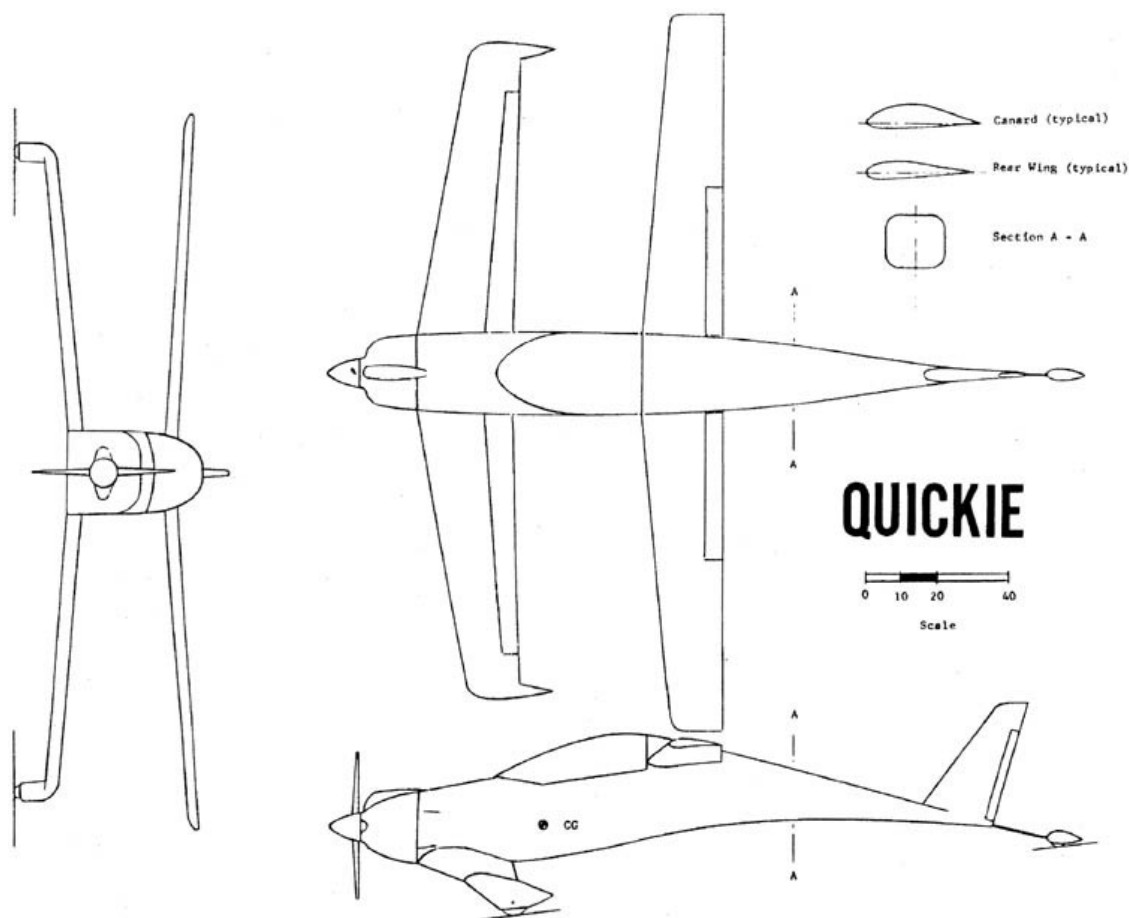


Рис. 1.4.2. Схема літака «Quickie Rutan»

Льотно-технічні характеристики літака та його модифікації надано в таблиці 1.4.1

Таблиця 1.4.1

## Основні льотно-технічні характеристики літака Quickie

Модифікація	Quickie	Quickie Q2
Розмах крила, м	5.08	5.08
Довжина літака, м	5.30	6.05
Висота літака, м	1.35	1.35
Площа крила, м <sup>2</sup>	5.00	6.22
Маса, кг		
конструкції	112	222
злітна	220	231
Тип двигуна	1 ПД Onan	1 ПД Revmaster 2100-DQ
Потужність, к.с.	1x18	1x64
Максимальна швидкість, км/год	203	322
Крейсерська швидкість, км/год	185	290
Практична дальність, км	930	885
Екіпаж, люд.	1	1
Корисне навантаження		1 пасажир

**1.5. Scaled Composites Proteus**

«Scaled Composites Proteus» (рис. 1.5.1) – експериментальний висотний літальний апарат схеми «тандем», розроблений Бертом Рутаном (розробником «Quickie Rutan») в 90-х роках для дослідження можливості використання літаків в якості телекомунікаційних станцій. Було виготовлену лише одну модель [6].



Рис. 1.5.1. Зовнішній вигляд літака «Scaled Composites Proteus»

«Proteus» являється багатоцільовим транспортним літаком, який може мати різноманітні призначення:

- слугувати для комерційних телепередач для великих міст, 3 літака зможуть забезпечити цілодобові передачі;
- розвідувальний літак, може бути БПЛА;
- метеорологічний літак;
- літак для запуску мікроспутників (до 32 кг);
- доставка пасажирів (до 3 людей) на суборбітальні кораблі.

Щодо особливостей аеродинамічного конструювання (рис. 1.5.2) – літак має крила великого подовження та площі, переднє має менші розміри за заднє та розташовано вище. Горизонтальний інтервал між крилами  $\sim 6,5 \dots 7$  м, вертикальний  $\sim 1,0 \dots 1,5$  м. Завдяки чому «Proteus» здатний виконати політ на висоті понад 19 км протягом 18 годин. Літак має суцільно композитний графіто-епоксидний планер сандвічевого типу. Керування літаком здійснюють 2 пілота, проте він може керуватися в напіваавтоматичному режимі з землі.

На літаку встановлено декілька світових рекордів щодо висоти польоту:

- висота над рівнем моря 19 277 м (25 жовтня 2000 року);
- висота над рівнем моря в горизонтальному польоті 19 015 м (25 жовтня 2000 року);
- висота над рівнем моря з корисним навантаженням 1000 кг: 17 067 (27 жовтня 2000 року);

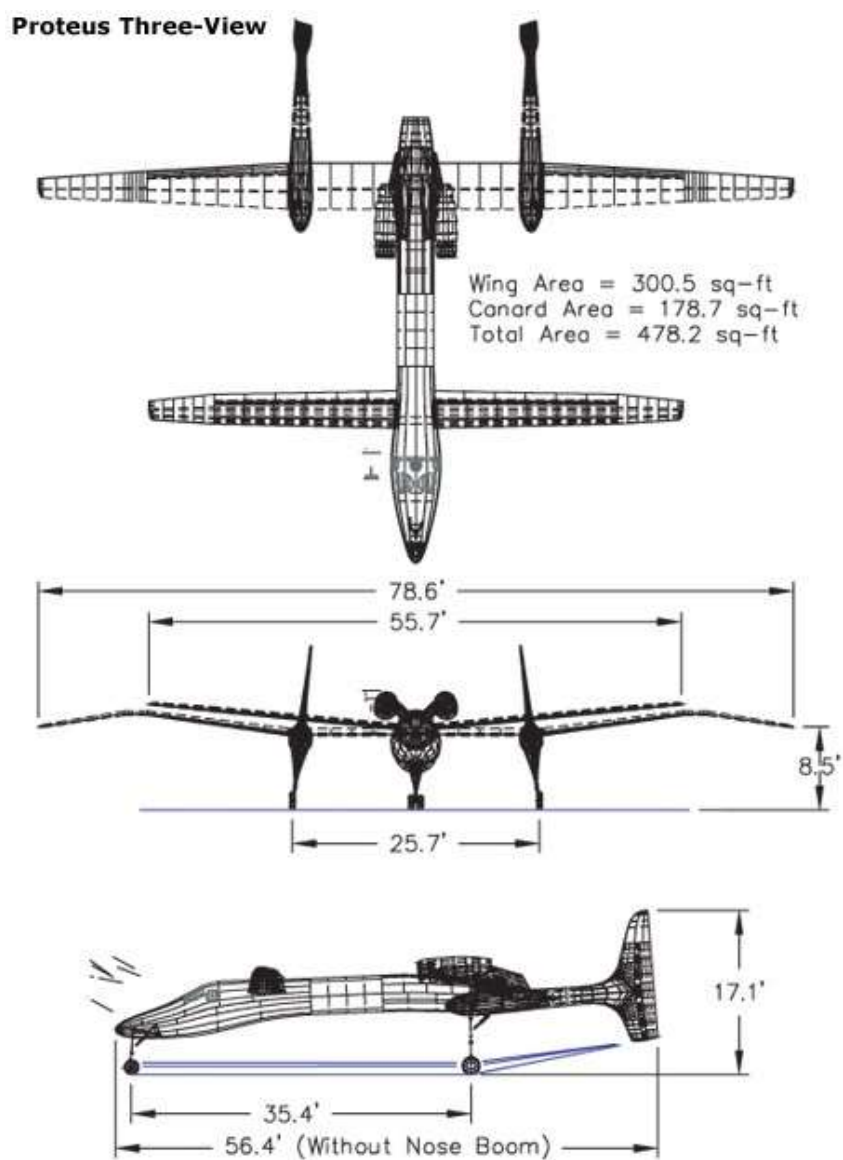


Рис. 1.5.2. Схема літака «Scaled Composites Proteus»

Льотно-технічні характеристики літака надано в таблиці 1.3.1.

## Основні льотно-технічні характеристики Scaled Composites Proteus

Розмах заднього крила, м	27.94
Розмах переднього крила, м	19.69
Довжина, м	17.14
Висота, м	5.33
Площа крила, м <sup>2</sup>	44.50
Маса, кг	
конструкції	2660
злітна	5670
максимально злітна	6440
палива	2858
Тип двигуна	2 ТРДД Williams-Rolls FJ44-2E
Тяга, кН	2x10.22
Максимальна швидкість, км/год	518
Крейсерська швидкість, км/год	351
Тривалість польоту, год	
при віддаленні на 925 км	22
при віддаленні на 3705 км	12
Максимальна висота польоту	19510
Екіпаж	2+1

**1.6. Sunny Boxwing**

«Sunny Boxwing» (рис. 1.6.1) – надлегкий швейцарський літальний апарат схеми «тандем» розроблений в 1990х роках Дітером Шульцем, вироблено понад 300 моделей.

Переднє крило трапецієвидне в плані, винесене вверху, заднє – пряме. Крила об'єднані вертикальними поверхнями, на яких розміщено рулі напрямку. На задньому крилі розташовані елевони, за кабіною, перед переднім крилом, встановлено двигун із заднім розміщенням гвинта. Силовою

установкою є поршневий двигун внутрішнього згорання потужністю від 65 до 80 к.с [2].

Конструкція літака представлена у вигляді алюмінієвих труб, скріплених болтами, робочі поверхні покриті парусиною із дакрону.

Основні льотно-технічні характеристики представлено у таблиці 1.6.1.



Рис. 1.6.1. Зовнішній вигляд літака «Sunny Boxwing»

Таблиця 1.6.1

Основні льотно-технічні характеристики «Sunny Boxwing»

Розмах крила, м	7
Площа крила, м <sup>2</sup>	17
Маса конструкції, кг	220
Злітна маса, кг	450
Силовa установка	1 x Rotax 582
Максимальна швидкість, км/год	145
Крейсерська швидкість, км/год	100

## 1.7. Soar Dragon

«Soar Dragon» (рис. 1.7.1) – китайський висотний безпілотний літальний апарат схеми тандем, розроблений в середині 2000х років, для військового призначення. Всього випущено 8 моделей [2].



Рис. 1.7.1. Зовнішній вигляд літака «Soar Dragon»

Літак має крила з сонячними панелями, які поєднані між собою. Переднє крило має більший розмах та V-подібність, розташовано нижче за заднє, яке поєднується із ним на 2/3 розмаху та має зворотну стрілоподібність.

Основні льотно-технічні характеристики представлено у таблиці 1.7.1.

Таблиця 1.7.1

Основні льотно-технічні характеристики літака «Soar Dragon»

Розмах крила, м	24,86
Довжина, м	14,33
Висота, м	5,41
Крейсерська швидкість, км/год	750
Дальність польоту, км	7000
Висота польоту, км	18



## 1.8. Пілум

«Пілум» (рис. 1.8.1) – телекерований літак-снаряд з масою бойової частини 2 кг у варіанті із силовою установкою, і 5 кг у варіанті плануючої бомби. Може управлятися оператором, або наводиться на ціль по відомих координатах. Виробляється українською фірмою «A.Drones» [7].

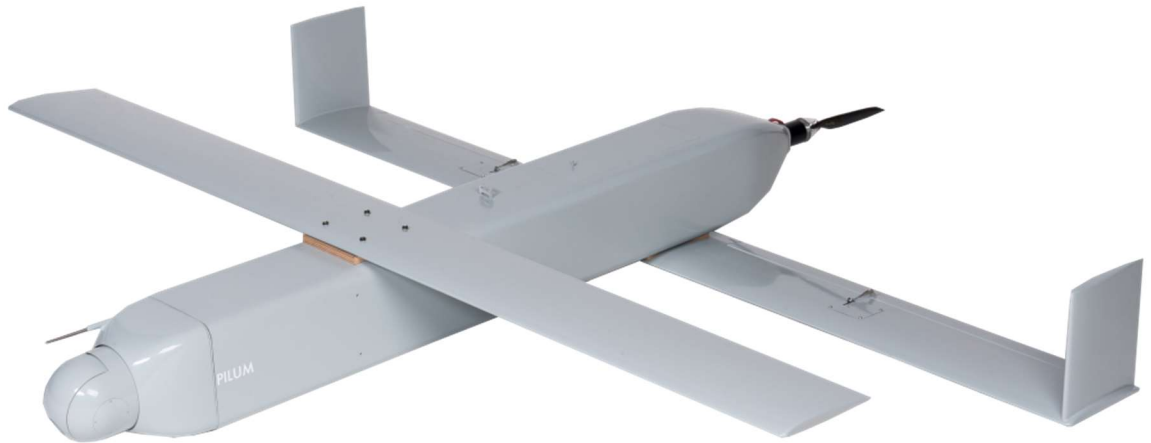


Рис. 1.8.1. Зовнішній вигляд літака «Пілум».

Особливістю апарату є модульна компоновка, яка дозволяє з мінімальними конструктивними змінами використовувати апарат у варіантах наземного (з контейнеру) і повітряного старту (з дрона-носія).

Апарат побудований за тандемною схемою, яка має найменші розміри при заданій масі корисного навантаження.

Призначення комплексу:

- нанесення ударів по заздалегідь відомих координатах цілей – з наведенням по gps;
- нанесення ударів по заздалегідь відомих координатах цілей – з комбінованим наведенням по gps і по оптичному каналу;
- пошук цілей (баражування) і нанесення ударів по знайденим цілям;
- використання БПЛА «Пілум» в якості повітряної мішені для тренування сил ППО.

Переваги комплексу/літака «Пілум»:

- простота конструкції, низька вартість;
- велика дальність застосування в порівнянні з аналогами;
- велика вага бойової частини в порівнянні з аналогами;
- різноманітність оптичних засобів пошуку цілей і наведення на ціль, що дозволяє використовувати апарат для виконання різних завдань з найкращим співвідношенням ефективність/вартість;
- низька ЕПР літака «Пілум», повна відсутність теплового сліду, низький рівень шуму;
- малий час розгортання комплексу – збірка літака займає не більше 3 хвилин;
- велика вага бойового навантаження підвищує ефективність застосування літака-камікадзе;

Основні льотно-технічні характеристики БПЛА представлено в таблиці 1.8.1.

*Таблиці 1.8.1*

Основні льотно-технічні характеристики «Пілум»

Маса, кг	10 кг
Маса корисного навантаження, кг	7 кг
Крейсерська швидкість, км/год	90
Максимальна швидкість, км/год	110
Час польоту, хв	30
Радіус дії, км	50
Максимальна висота польоту, м	2000

## 1.9. А-8

«А-8» (рис. 1.9.1) – прототип надлегкого американського літального апарата схеми тандем «Quickie Rutan». Автором цього проекту став студент Куйбишевського авіаційного інституту Юрій Яковлев, який заснував компанію «Аеропракт», котра займається виробництвом надлегких літальних апаратів в м. Києві [8].

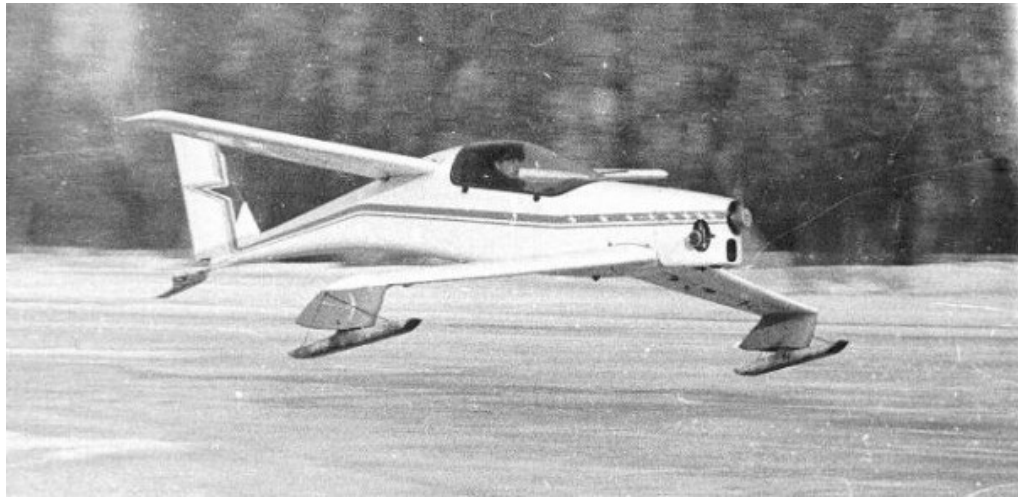


Рис. 1.9.1. Зовнішній вигляд літака «А-8».

Конструкція «А-8» виготовлена повністю із пластиків. Переднє і заднє одно лонжеронні крила мають приблизно однакові конструктивні особливості. Крила виконані від'ємними, при стиковці з фюзеляжем, вкладаються у спеціальні пази.

Профіль переднього крила – RAF-32, кут встановлення складає  $+3^\circ$ , заднє крило має профіль FX 60-126 та встановлено під кутом  $0^\circ$ . Стінки лонжеронів виконані із склотканини, полки – викладені із вуглецевих волокон. Обшивка крил тришарова: склотканина-пінопласт-склотканина. При склеювання деталей і агрегатів конструкції використовувалися різноманітні епоксидні клеї, в основному К-153. Фюзеляж типу полумонокок має, як і крила, тришарову конструкцію та націло приклеєний із кілем.

До системи керування літака входять: закрилок/руль висоти на передньому крилі, елерони на задньому крилі, руль напрямку. Привод керування елеронами і рулями висоти виведений на бокову ручку з малим ходом.

Перший політ «А-8» був невдалий – після короткого розбігу літак скапотував. Після деяких доробок, взимку 1985 року відбувся перший вдалий політ, під час якого було продемонстровано всі переваги нетрадиційної аеродинамічної схеми. При проведенні випробувань В. Макагоновим, було підтверджено, що літак простий в керування, володіє гарною маневреністю і не впадає в штопор.

В. Макагонов надав таку оцінку літальному апарату А-8: *«При выполнении пробегов на СЛА-84 у А-8 обнаружилась несбалансированность в продольном канале управления, вследствие которой на разбеге развивался значительный пикирующий момент от заднего крыла на скорости, меньшей скорости отрыва. Этот момент невозможно было компенсировать рулем высоты. После слета задачу сбалансированного взлета аэропактовцы решили путем уменьшения угла установки заднего крыла до 0°. Этого оказалось достаточно, чтобы на разбеге при полностью взятой на себя ручке управления скорость подъема хвостового колеса до взлетного положения и скорость отрыва практически совпадали. После отрыва самолет легко балансируется в продольном канале. Тенденции к развороту и кренеию отсутствуют. Максимальная скороподъемность — 5 м/с получена на скорости 90 км/ч. В горизонтальном полете достигнута максимальная скорость 190 км/ч. Самолет охотно увеличивает скорость до 220 км/ч при незначительном снижении и при выходе в горизонтальный полет долго удерживает ее. Очевидно, при более удачном подборе воздушного винта фиксированного шага скорость может быть и большей.*

*Во всем диапазоне скоростей самолет устойчив и хорошо управляем, перекрестные связи в боковой динамике проявляются четко. При полностью выбранной на себя ручке управления и работе двигателя на малом газе на скорости 80 км/ч наблюдается срыв потока на переднем крыле, самолет немного опускает нос с последующим восстановлением обтекания и увеличением тангажа. Процесс повторяется в автоколебательном режиме с частотой 2-3 колебания в секунду с амплитудой 5-10°. Срыв нерезкий,*

поэтому динамика имеет плавный характер. Тенденций к кренению и развороту при срыве не наблюдается. Зависимость усилий на ручке и педалях от их хода линейна с максимальными значениями усилий по элеронам и рулю, высоты не более 3 кг и по рулю направления не более 7-8 кг. На самолете применена боковая ручка управления, поэтому расходы ручки невелики. Самолет продемонстрировал хорошую маневренность. На скорости 160 км/ч вираж выполняется с креном 60°, а форсированный вираж со скорости 210 км/ч с креном 80°. Кистевое управление, кресло эргономической выгодной формы и отличный с точки зрения обзора фонарь создают достаточно комфортные условия полета.»[8].

Основні льотно-технічні характеристики «А-8» надано в таблиці 1.9.1.

Таблиця 1.9.1

Основні льотно-технічні характеристики літака «А-8»

Площа переднього крила, м <sup>2</sup>	2,47
Площа заднього крила, м <sup>2</sup>	2,44
Злітна маса, кг	223
Маса конструкції, кг	143
Двигун	PM3-640, 35 к.с.
Макс. допустима швидкість, км/год	300
Макс. експл. перенавантаження	6
Розбіг, м	150
Пробіг, м	150
Максимальна аеродинамічна якість	12

## **Висновки по розділу**

В першому розділі магістерської дисертації було розглянуто особливості нетрадиційної аеродинамічної схеми «тандем» на базі деяких літаків: «Ш-Тандем», «Mignet Pou-du-ciel», «Quickie Rutan», «Scaled Composites Proteus», «Sunny Boxwing», «Soar Dragon», «Пілум», «А-8» – які є чудовим прикладом еволюції даної схеми в різних класах літальних апаратів. В конструктивному аспекті для тандемного компонування характерні два співвимірних крила. Через наявну інтерференцію крил, закрилки/рулі висоти, як правило розміщено на передньому крилі, а елерони на задньому.

Також було встановлено основні переваги даної аеродинамічної схеми, серед яких можна виділити те, що літальні апарати мають гарну повздовжню стійкість та поперечну керованість, більший діапазон центрування та менші габарити крил. До суттєвих недоліків можна віднести те, що наявний рознос маси вздовж повздовжньої осі та необхідно посилювати фюзеляж для роботи на кручення, також низька шляхова стійкість через мале плече вертикального оперення.

## 2. Огляд та вибір методів визначення балансувальних втрат

### 2.1. Експериментальний метод

Щоб оцінити балансувальні втрати літального апарата, необхідно мати дані щодо його основних аеродинамічних коефіцієнтів. Основна задача експериментальної аеродинаміки – визначити сили і моменти, які діють на літальний апарат чи його складову частину. Цей процес реалізовується в аеродинамічній трубі – установці, в якій засовується принцип оберненості руху: створений штучний потік діє на моделі літальних апаратів, які поміщені в ньому [9]. В залежності від швидкості потоку, розмірів перерізу робочої частини, якості та ККД існують різні типи аеродинамічних труб, які представлено на рис 2.1.1.

Основні складові частини АТ буде розглянуто на прикладі дозвукової труби відкритого контуру (рис. 2.1.2):

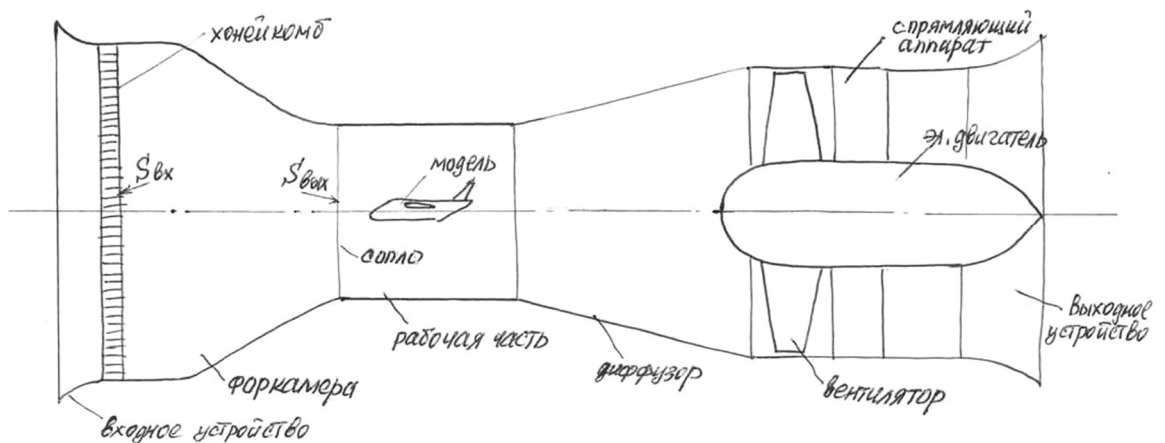


Рис. 2.2.2. Схема дозвукової АТ з відкрити контуром

1. Сопло – ділянка АТ з поперечним перерізом, що зменшується; перед робочою частиною, призначений для створення в робочій частині необхідних характеристик за швидкістю і турбулентністю за рахунок підбору форми та ступеня підтиснення сопла:

$$n = S_{\text{вх}} / S_{\text{вих}}, \quad n=3 \dots 8$$

2. Робоча частина (РЧ) – частина АТ, де розміщується модель та вимірювальна апаратура; може бути відкритою, закритою та

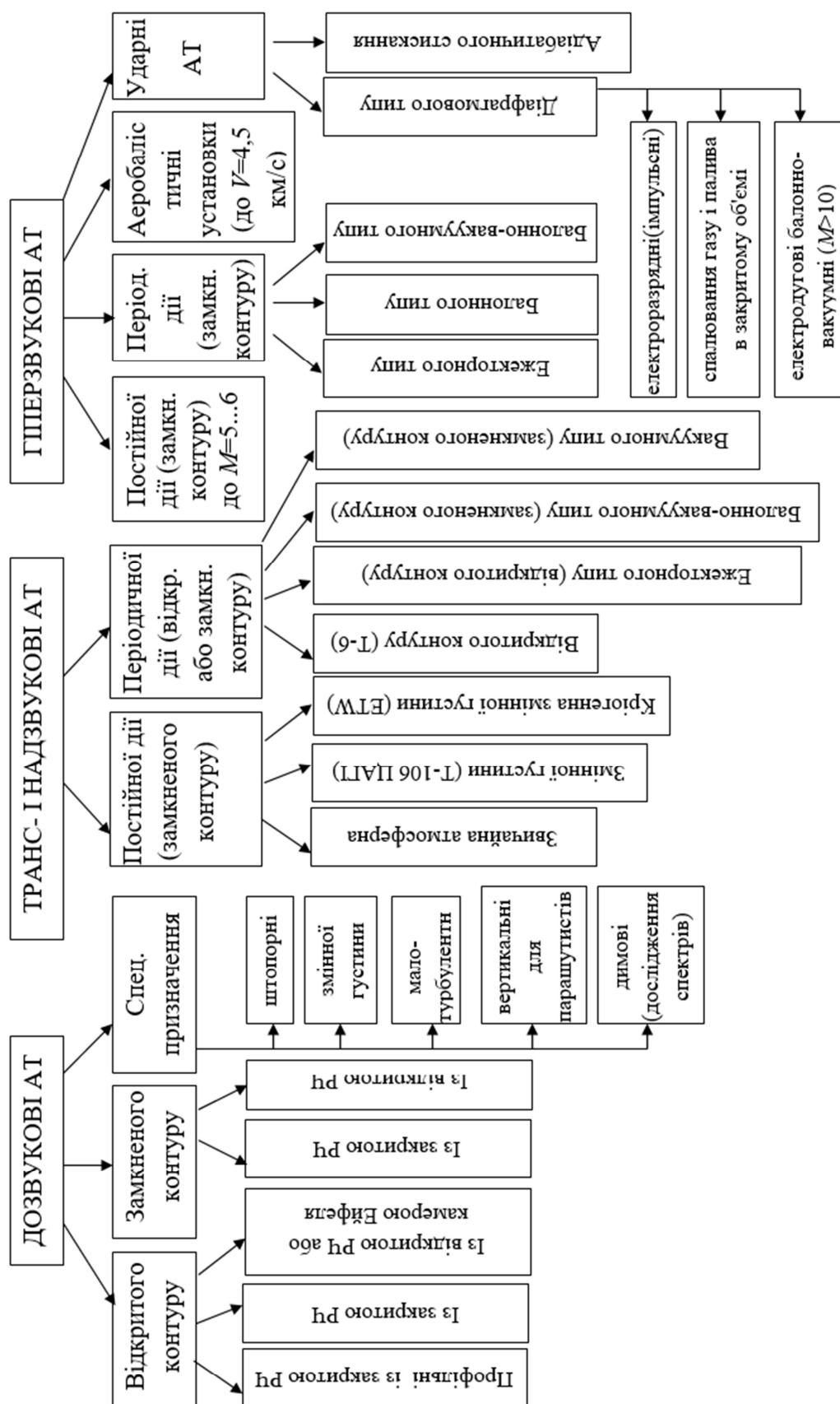


Рис. 2.1.1. Класифікація аеродинамічних труб за швидкістю потоку та конструкцією



напівзакритою (камера Ейфеля). Для відкритої РЧ статичний тиск в потоці дорівнює атмосферному, легкий доступ до моделі та обладнання, але великі енергетичні втрати (опір), тому застосовується лише для дозвукових швидкостей. В закритій робочій частині тиск менше атмосферного, є викривлення потоку за рахунок перетікання через отвори для елементів кріплення моделі. Для виключення цього явища застосовується камера Ейфеля. Для забезпечення постійності швидкості попри нарощування примежового шару площа перерізу поступово збільшується. Довжина РЧ зазвичай дорівнює 1,5...2 діаметра, для випробування ракет, човнів – 2...4.

3. Дифузор – канал зі зростаючою площею перерізу для перетворення кінетичної енергії в енергію тиску; знаходиться за робочою частиною; зменшує швидкість потоку при мінімальних втратах (оптимальний кут розхилу не більше  $6...8^\circ$ ); для зменшення пульсацій – вікна в дифузорі.
4. Силова установка – зазвичай вентилятор з електродвигуном. Підбирається за потужністю під час проектування АТ на підставі її аеродинамічного розрахунку. Швидкість обертання та діаметр вентилятору обмежуються величиною швидкості на кінцях лопатей – 180...200 м/с. Для захисту вентилятору від механічних пошкоджень перед ним встановлюють сітки з комірками 25...50 мм. За вентилятором встановлюють спрямний апарат. Зміну швидкості потоку в РЧ досягають зміною частоти обертання вентилятора, в надзвукових АТ – зміною кута установлення лопатей.

Літаки та інші натурні об'єкти досить складні у виготовленні, мають великі розміри та значну вартість, щоб всякий раз їх можна було випробовувати в натурних експериментах. Ці фактори привели до широкого використання моделей натурних об'єктів в лабораторних умовах, які часто бувають далекими від реальних. Проте експеримент повинен моделювати процес так, що у подальшому можна було користуватися результатами вимірювання моделі для натурального об'єкту. Тому існують певні принципи та

критерії за якими проводять випробовування в АТ. Модель та натурний об'єкт повинні бути геометрично подібні, однаково орієнтовні відносно потоку, який повинен мати кінематичну та динамічну подібність.

Геометрично подібними називають тіла, у яких відповідні лінійні розміри пропорційні, а кути рівні. При цьому всі лінійні розміри одного тіла можна отримати шляхом перемноження відповідних розмірів іншого тіла на сталу величину – масштабний коефіцієнт.

Кінематична подібність буде, якщо при усталеному русі лінії течії у подібних потоках натури і моделі займатимуть однакове положення, а відношення швидкостей і прискорень у цих точках та співвідношення середніх швидкостей у відповідних перерізах буде сталим.

Потоки, для яких виконуються умови геометричної і кінематичної подібності, будуть динамічно подібними за умови, якщо між усіма силами однакової фізичної природи, які діють на подібні частини у відповідні моменти часу, існує постійне співвідношення.

Як показує практика дотримати повну динамічну подібність досить складно, тому використовують певні критерії для часткової подібності, які характеризуються в'язкістю, пружністю та іншими факторами.

У випадку, коли процес обтікання тіла залежить від в'язкості середовища, критерієм подібності є число Рейнольдса, яке показує залежність сил інерції до сил тертя. Число Re знаходиться за наступною формулою:

$$Re = \frac{V * l}{\nu};$$

Де:

$V$  – характерна швидкість, м/с;

$l$  – характерний розмір, м;

$\nu$  – кінематична в'язкість, м<sup>2</sup>/с.

Таким чином, при частковій динамічній подібності по в'язкості, числа Re моделі та натури повинні бути рівними. Зі зміною Re відбувається

перерозподіл між силами тертя та силами інерції, в результаті чого змінюється характер обтікання.

При великих швидкостях польоту на аеродинамічні характеристики тіла впливає пружність середовища. Основним критерієм подібності у цьому випадку є число Маха – подібність інерційних сил та сил тиску. Число  $M$  можна знайти наступним чином:

$$M = \frac{V}{a}.$$

Де:

$V$  – місцева швидкість обтікання, м/с.

$a$  – місцева швидкість звука, м/с.

При дослідженні коливних процесів (як, правило, при вивченні повітряних гвинтів, коливальних крил та ін.), користуються критерієм подібності, який називається числом Струхаля та знаходиться наступним чином:

$$Sh = \frac{V}{l * n_s}.$$

Де:

$V$  – швидкість незбуреного потоку;

$l$  – характерний лінійний розмір;

$n_s$  – частота коливань за секунду.

Окрім вище розглянутих критеріїв подібності використовуються ще і інші: число Фруда  $Fr$ , яке враховує співвідношення між силою інерції і зовнішньою силою, у полі якої відбувається рух, що діють на елементарний об'єм рідини або газу, число  $\epsilon$ , яке характеризує ступінь турбулентності потоку, число Прандтля  $Pr$ , яке характеризує співвідношення кількості тепла, яке виділилось в результаті в'язкого тертя, до кількості тепла, відведеному в результаті теплопровідності.

В залежності від типу експерименту, проведеному в АТ, можна отримати наступні дані:

1. Тиск на поверхні тіла. В такому випадку виготовляється дренована модель, поверхня якої має певні отвори, до яких підведено трубки манометра.
2. Візуальну картину обтікання. В такому випадку на поверхню моделі наклеюються шовковинки, які рухаються по потоку, під час обтікання.
3. Основні аеродинамічні коефіцієнти. В такому випадку модель підвішена на спеціальних аеродинамічних вагах, і з дотриманням критеріїв подібності, відбувається розрахунок сил та моментів, що діють на тіло.

Випробування в аеродинамічних трубах дають досить точні результати вимірювання, проте ця процедура займає багато часу щодо підготовки експерименту та обробки результатів. Тому в деяких випадках доцільно використовувати числові методи.

## 2.2. Чисельні методи

Обчислювальна аеродинаміка (CFD) – підрозділ механіки суцільних середовищ, що включає сукупність фізичних, математичних і чисельних методів, призначених для обчислення характеристик потокових процесів.

Чисельний розрахунок дозволяє отримати швидкість, тиск, густину, ступінь турбулентності в кожній точці розрахункової області з досить високою точністю, а також інтегральні характеристики – сили і моменти, що діють на тверде тіло.

Робота більшості числових методів ґрунтується на таких основних рівняннях гідро- газодинаміки потоків:

1. Рівняння нерозривності – закон збереження маси для струменів рідини, має наступний вигляд:

$$\rho \times S \times V = const;$$

де:

$\rho$  – густина рідини струменя;

$S$  – площа перерізу поперечного перерізу струменя;

$V$  – швидкість струменя.

В диференційному вигляді:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \times \vec{V}) = \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho \times V_x}{\partial x} + \frac{\partial \rho \times V_y}{\partial y} + \frac{\partial \rho \times V_z}{\partial z} = 0;$$

Для нестисливої рідини:

$$\frac{\partial V_x}{\partial x} + \frac{\partial V_y}{\partial y} + \frac{\partial V_z}{\partial z} = 0;$$

Для загального стаціонарного вигляду:

$$\rho_1 \times S_1 \times V_1 = \rho_2 \times S_2 \times V_2;$$

2. Рівняння Бернуллі – закон збереження енергії для струменів рідини.

Узагальнене рівняння Бернуллі враховує роботу  $L$ , яку виконує газ, роботу сил тертя  $L_{\text{тертя}}$  та зміну потенціальної енергії:

$$\frac{V_2^2 - V_1^2}{2} - g(z_2 - z_1) + \int_1^2 \frac{dp}{\rho} + L_{\text{тертя}} + L = 0;$$

Де:

$V_1, V_2$  – швидкість струменів;

$Z_1, Z_2$  – положення висоти центра тяжіння перерізу струменя;

$\rho$  – густина рідини струменя;

$P$  – тиск рідини.

3. Рівняння Ейлера – рівняння руху нев'язкого газу, одне із основних рівняння гідродинаміки ідеальної рідини, яке має вигляд:

$$\frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{R} - \frac{1}{\rho} \operatorname{grad}(p);$$

де:

$V$  – швидкість струменя;

$R$  – рівнодійна масових сил;

$\rho$  – густина рідини;

$P$  – тиск рідини.

4. Рівняння Нав'є-Стокса – по суті є рівняння Ейлера, з урахуванням в'язкості реального газу. Більшість численних розрахунків реалізовано із застосуванням цього рівняння, яке має вигляд:

$$\frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{R} - \frac{1}{\rho} \text{grad}(p) + \nu \Delta \vec{V} + \frac{1}{3} V \text{grad}(\text{div} \vec{V});$$

$\Delta$  – Лапласіан.

$$\Delta = \left( \frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2} + \frac{\partial^2}{\partial z^2} \right) \vec{i} + \left( \frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2} + \frac{\partial^2}{\partial z^2} \right) \vec{j} + \left( \frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2} + \frac{\partial^2}{\partial z^2} \right) \vec{k}$$

Яскравим прикладом для виконання повномасштабного тривимірного числового розрахунку являється програмне забезпечення «Ansys Fluent». При розрахунку, частіше за все використовується клас моделей RANS (Reynolds averaged Navier-Stokes – рівняння Нав'є-Стокса усереднені за часом параметри турбулентності).

Основні моделі турбулентності класу RANS:

1. Spalart-Allmaras: одне рівняння, однопараметрична, описує всі турбулентні ефекти, не має рівняння дисипації; придатна для зовнішньої аеродинаміки (турбомашин з помірним відривом, біля звукових швидкостей).
2. standard k-ε: враховує плавучість, горіння, стисливість. Придатна для інженерних задач, погано рахує турбулентність (завищує енергію), стійка. Погано підходить для великих градієнтів та відривних течій.
  - RKE (k- ε realizable): розширена модель standard k-ε для дисипації, градієнтів, відривних течій.
3. standard k-ω: низько Рейнольдсова, придатна для задач зовнішньої аеродинаміки, але дуже чутлива до граничних умов.
  - k-ω SST: добре рахує примежовий шар, враховує стисливість і ламінарно-турбулентний перехід. Добре підходить для відривних течій і високих градієнтів тиску.
4. Reynolds Stress Model – область застосування: анізотропні течії, велика кривизна, перехресні потоки.

Для повноцінного тривимірного розрахунку необхідні суттєві ресурси обчислювальної техніки, значний запас часу на його проведення та обробку результатів. На етапах попереднього проектування більш раціонально використовувати прості числові методи. В даній магістерській дисертації проведено дослідження щодо застосування низькорівневого програмного забезпечення XFLR5, яке призначене для визначення аеродинамічних характеристик профілів, крил і простих моделей літаків при малих числах Рейнольдса і Маха, для оцінки ефективності органів керування літального апарату «А-8» схеми «тандем».

Для розрахунку аеродинамічних характеристик за допомогою XFLR5 було використано метод вихрової решітки (VLM - Vortex Lattice Method) з підковоподібним (VLM1) та кільцевим вихором (VLM2).

Метод вихрової решітки базується на теорії ідеального потоку, який нехтує всіма в'язкими ефектами. VLM моделює підйомні поверхні, такі як крило, літака як нескінченно тонкий лист дискретних вихорів для обчислення підйомної сили та індукованого опору [10].

VLM1 використовує П-подібні вихори на кожній панелі, з двома боковими вихорами, що тягнуться до нескінченності за течією (рис. 2.2.1).

VLM2 використовує чотирикутні вихори на кожній панелі, причому лише вихори панелі заднього краю простягаються до нескінченності (рис. 2.2.2).

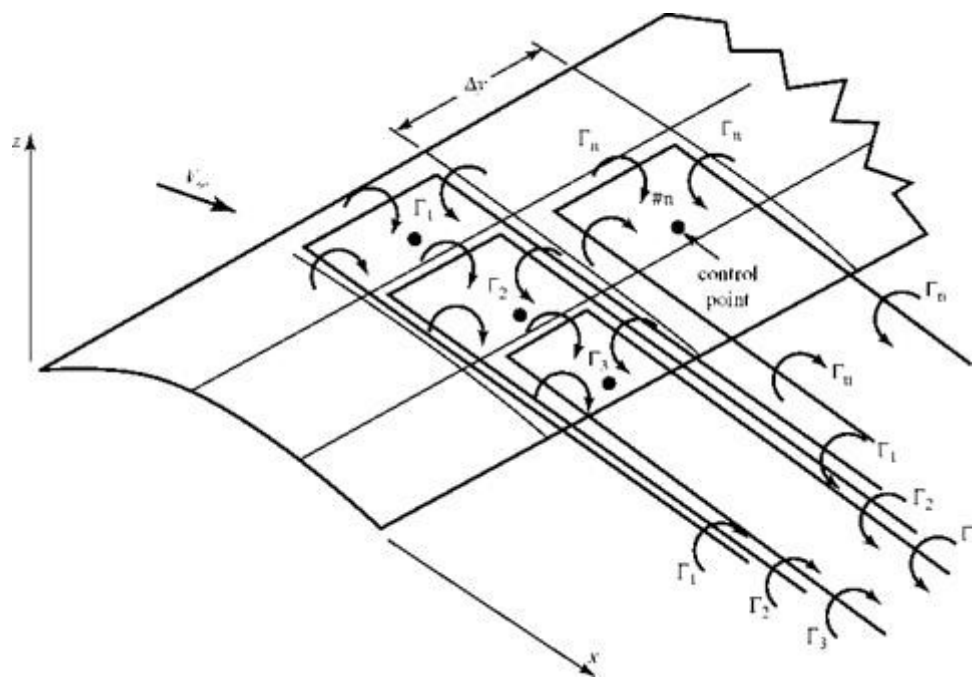


Рис. 2.2.1. Підково подібний метод вихрових панелей ( де  $\Gamma$  - циркуляція)

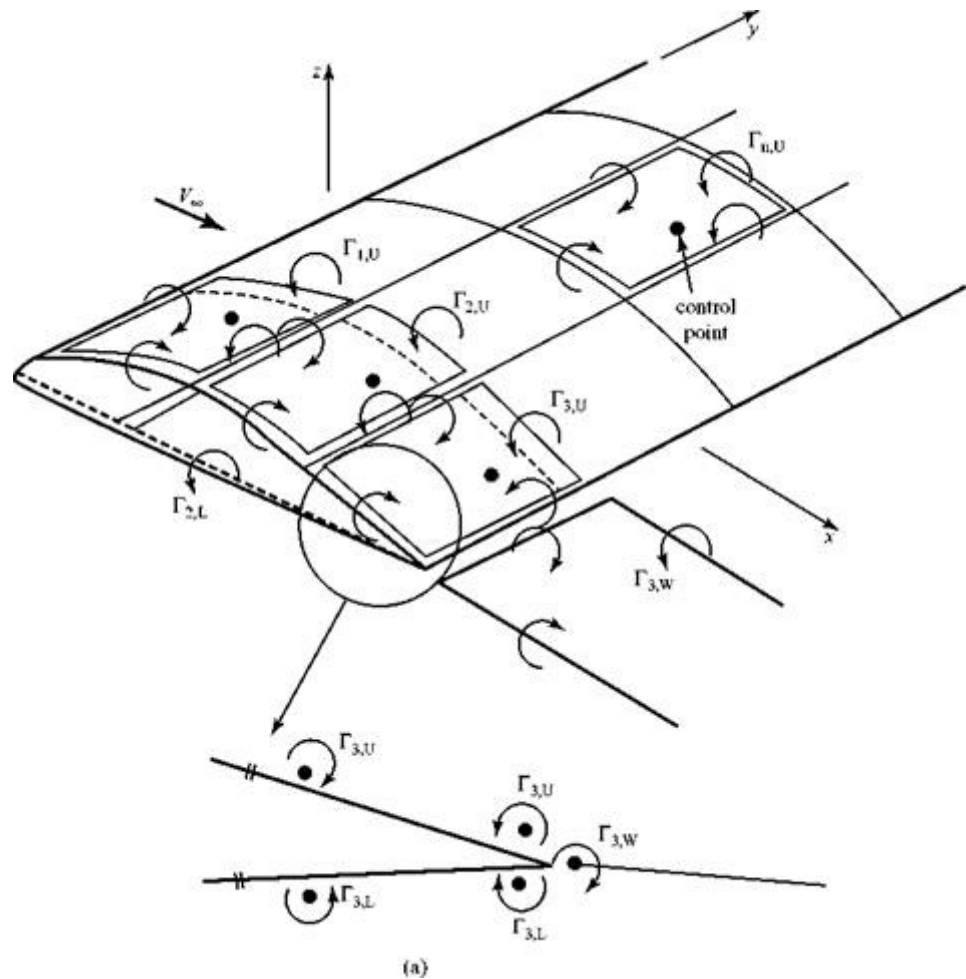


Рис. 2.2.2. Кільцеві вихори методу вихрових панелей



### 2.3. Аналітичний розрахунок

При аналітичному розрахунку аеродинамічних характеристик літального апарата схеми «тандем» необхідно враховувати інтерференцію переднього і заднього крила: уповільнення, турбулізація та скіс потоку [11].

Скіс потоку можна визначити наступними способами:

- за наближеною формулою Хорнера:

$$\Delta\alpha_{\text{ск2}} = \Delta\alpha_{\text{ск21}} + \Delta\alpha_{\text{ск22}} = 1,6 \frac{c_{y1}}{\pi e_1 \lambda_{\text{эф1}}} + \frac{c_{y2}}{\pi e_2 \lambda_{\text{эф2}}};$$

де перший доданок враховує скіс потоку від переднього крила (взаємоіндукцію), а другий – власну індукцію крила. Вираз не враховує співвідношення розмахів крил, повздовжні та поперечні інтервали між крилами, що впливають на величину скосу.

- використовуючи формулу Біо-Савара (рис. 2.3.1):

$$\Delta\alpha_{\text{ск21}}(z) = -\frac{c_{y1} S_1}{8\pi \sqrt{k_V} l_1} \left[ \frac{0,5l' - z}{(0,5l' - z)^2 + y^2} \left( 1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - z)^2}} \right) + \frac{0,5l' + z}{(0,5l' + z)^2 + y^2} \times \right. \\ \left. \times \left( 1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' + z)^2}} \right) + \frac{x}{x^2 + y^2} \left( \frac{0,5l' - z}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - z)^2}} + \frac{0,5l' + z}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' + z)^2}} \right) \right].$$

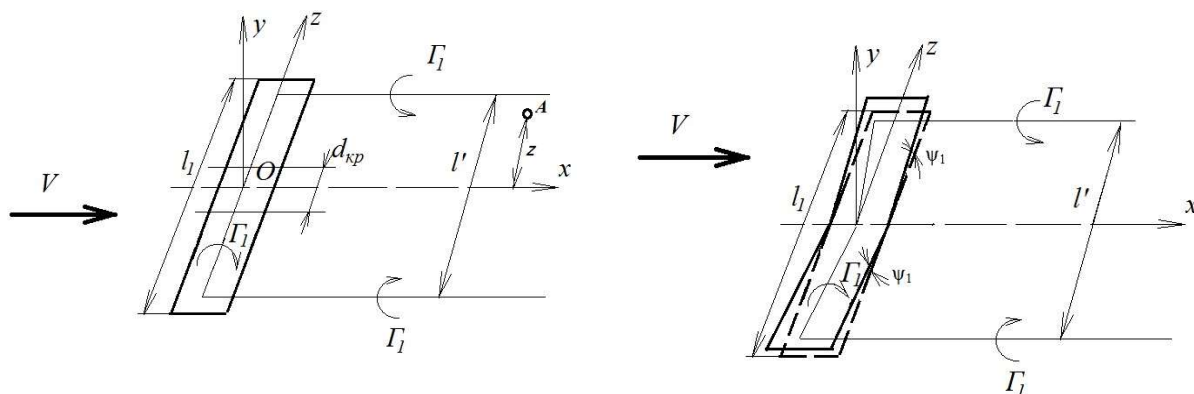


Рис. 2.3.1. До визначення швидкості індукованої вихорами

Для схеми «тандем» підймальна сила створюється крилами та фюзеляжем:

$$c_y = c_{y1} \frac{S_1}{S} + c_{y2} \frac{S_2}{S} + c_{y\phi} \frac{S_M}{S},$$

де  $S = S_1 + S_2$  – сумарна площа двох крил в плані;

$c_{y\phi}$  – коефіцієнт підйимальної сили фюзеляжу;

$S_M$  – площа міделя фюзеляжу.

Для переднього крила прямокутного в плані з відомим профілем із наявністю V та стрілоподібності коефіцієнт підйимальної сили обчислюється наступним чином:

$$c_{y1} = c_{y\text{np}1} \frac{\alpha - \alpha_{01}}{\frac{\alpha - \alpha_{01}}{\cos \psi_1 \cos \chi_1} + \frac{c_{y\text{np}1}}{\pi e_1 \lambda_{\text{ef}1}}}$$

де:

- $\phi_1$  – кут установлення крила;
- $\alpha_{01}$  – кут нульової підйимальної сили профілю переднього крила (можна прийняти рівним даній величині для ізольованого профілю);
- $c_{y\text{np}1}^a$  – похідна коефіцієнта підйимальної сили за кутом атаки для профілю переднього крила;
- $\lambda_{\text{ef}1} = \frac{\lambda}{1 + S_{\text{ПФ}} / S_1} = \frac{l_1^2 / S_1}{1 + S_{\text{ПФ}} / S_1} = \frac{l_1^2}{S_1 + S_{\text{ПФ}}}$  – ефективне видовження.

Для заднього крила з урахуванням гальмування потоку, наявності V та стрілоподібності, формула для розрахунку підйимальної сили набуває наступного вигляду:

$$c_{y2} = \frac{c_{y\text{np}2}^a}{\frac{1}{k_V \cos \psi_2 \cos \chi_2} + \frac{c_{y\text{np}2}^a}{\pi e_2 \lambda_{\text{ef}2}}} (\alpha - \alpha_{02} + \Delta \alpha_{\text{ск}21} + \Delta \phi)$$

де:

- $\Delta \phi$  – кут між хордою заднього крила та напрямом, відносно якого вимірюються кути атаки; різниця між кутами установлення заднього і переднього крил (деградація  $\Delta \phi = \phi_2 - \phi_1$ ), якщо кути відміряються за хордою переднього крила;
- $\psi_2$  – кут поперечного V заднього крила;
- $\chi_2$  – кут стрілоподібності заднього крила (за лінією 25% хорд).

Коефіцієнт поздовжнього моменту літального апарата схеми «тандем» відносно центру мас:

$$m_z = m_{z0} - (\bar{x}_F - \bar{x}_T) c_y = m_{z0} + m_z^{cy} c_y$$

При від'ємному куті деградації для  $c_y=0$  мають місце нерівності:  $c_{y1} > 0$ ,  $c_{y2} < 0$ :

$$c_{y1} S_1 = -c_{y2} S_2.$$

Тоді

$$c_{y1} = c_{y1}^a (\alpha - \alpha_{01}) S_1 = -c_{y2}^a \left( \alpha + \frac{-\varepsilon^a \alpha_{01} - \alpha_{02} + \Delta\varphi}{1 + \varepsilon^a} \right) S_2.$$

Кут нульової підйимальної сили системи двох крил:

$$\alpha_0 = \frac{c_{y1}^a \alpha_{01} S_1 + c_{y2}^a \frac{\varepsilon^a \alpha_{01} + \alpha_{02} - \Delta\varphi}{1 + \varepsilon^a} S_2}{c_{y1}^a S_1 + c_{y2}^a S_2}$$

При цьому куті атаки коефіцієнт поздовжнього моменту дорівнює:

$$m_{z0} = m_{z01} \frac{S_1}{S} + c_{y1}^a (\alpha_0 - \alpha_{01}) \frac{x_1}{b_{\text{екв}}} \frac{S_1}{S} + m_{z02} \frac{S_2}{S} - c_{y2}^a \left( \alpha_0 - \frac{\varepsilon^a \alpha_{01} + \alpha_{02} - \Delta\varphi}{1 + \varepsilon^a} \right) \frac{x_2}{b_{\text{екв}}} \frac{S_2}{S}$$

Для будь-якого кута атаки на лінійній ділянці  $c_y(\alpha)$  для системи двох крил:

$$m_z = m_{z01} \frac{S_1}{S} + c_{y1}^a (\alpha - \alpha_{01}) \frac{x_1}{b_{\text{екв}}} \frac{S_1}{S} + m_{z02} \frac{S_2}{S} - c_{y2}^a \left( \alpha - \frac{\varepsilon^a \alpha_{01} + \alpha_{02} - \Delta\varphi}{1 + \varepsilon^a} \right) \frac{x_2}{b_{\text{екв}}} \frac{S_2}{S}$$

$$m_z^a = c_{y1}^a \frac{x_1}{b_{\text{екв}}} \frac{S_1}{S} - c_{y2}^a \frac{x_2}{b_{\text{екв}}} \frac{S_2}{S}$$

$$m_z^{c_y} = \frac{\partial m_z}{\partial c_y} = \frac{m_z^a}{c_y^a} = \frac{c_{y1}^a \frac{x_1}{b_{\text{екв}}} \frac{S_1}{S} - c_{y2}^a \frac{x_2}{b_{\text{екв}}} \frac{S_2}{S}}{c_{y1}^a \frac{S_1}{S} + c_{y2}^a \frac{S_2}{S}}$$

Без врахування впливу силової установки ЛА буде статично стійким за перевантаженням за умови

$$c_{y1}^a x_1 S_1 < c_{y2}^a x_2 S_2.$$

В даній роботі аналітичний метод розрахунку не використовується. Буде проведено порівняння лише числового методу розрахунку із даними аеродинамічної труби.

## **Висновки по розділу**

В другому розділі був проведений огляд методів визначення аеродинамічних коефіцієнтів літального апарату: експеримент в аеродинамічній трубі, застосування числового методу, аналітичний розрахунок.

Найточнішим та найефективнішим методом дослідженням балансувальних втрат є проведення експерименту в аеродинамічній трубі, результатом якого є отримання основних аеродинамічних коефіцієнтів літального апарату в певному діапазоні кутів атаки при різних кутах відхилення органів керування. Основним недоліком такого дослідження є суттєва втрата часу на виготовлення моделі, проведення самого експерименту та обробки результатів.

Одним із варіантів дослідження аеродинамічних коефіцієнтів літального апарату, особливо на етапі попереднього проектування, є розрахунок методами низькорівневої обчислювальної аеродинаміки за допомогою спеціального програмного забезпечення. Такий спосіб не потребує суттєвих ресурсів обчислювальної техніки та значного запасу часу, проте результати обчислення можуть мати певні похибки щодо істинного значення досліджуваної величини.

### 3. Розрахунок аеродинамічних характеристик ЛА методами обчислювальної аеродинаміки

Дослідження балансувальних втрат відбувалося на основі літального апарата «А-8» схеми «тандем» (рис. 3.1) з відомими геометричними параметрами та аеродинамічними характеристиками. Його основні дані наведено в таблиці 3.1.

За допомогою програмного забезпечення XFRL5 [12] було виконано розрахунок аеродинамічних характеристик літака «А-8» при певних відхиленнях руля висоти, який розташований на передньому крилі. На основі цього розрахунку, в наступному розділі, проаналізовано величину ступеня поздовжньої стійкості літального апарата та вплив відхилення руля висоти вниз і вгору на коефіцієнт підйимальної сили та коефіцієнт моменту тангажа при кутах атаки в експлуатаційному діапазоні та кількісно визначено вплив інтерференції крил на ефективність рулів висоти.

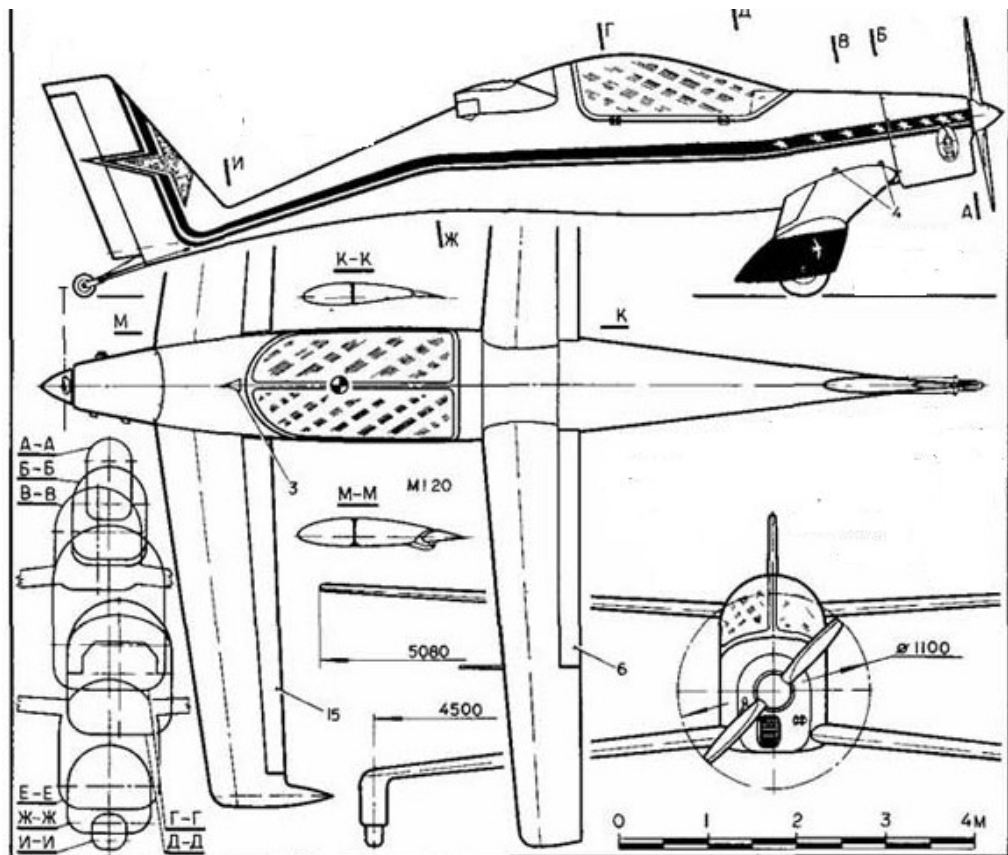


Рис. 3.1. Схема літака «А-8» [9]

Розрахунок аеродинамічних характеристик виконувався для системи двох крил із застосування методу вихрової решітки (Vortex Lattice Method) з підковоподібними та кільцевими вихорами (VLM1 і VLM2, відповідно).

Першим кроком в розрахунку є визначення профілів крил з різним положенням РВ та їх аеродинамічних характеристик в діапазоні малих чисел Рейнольдса  $Re = 5 \cdot 10^5 \dots 2,5 \cdot 10^6$  за допомогою вбудованого програмного коду XFoil.

Таблиця 3.1

Основні дані літака «А-8»

Розмах переднього крила, м	4,6
Розмах заднього крила, м	5,08
Площа переднього крила, м <sup>2</sup>	2,48
Площа заднього крила, м <sup>2</sup>	2,44
Площа вертикального оперення, м <sup>2</sup>	0,48
САХ, м	0,48
Видовження заднього крила	10,7
Звуження заднього крила	1,6
Площа елеронів, м <sup>2</sup>	0,39
Площа руля висоти, м <sup>2</sup>	0,58
Площа руля напрямку, м <sup>2</sup>	0,13

Профіль переднього крила – RAF-32, кут встановлення складає  $\varphi_1 = +3^\circ$ , заднє крило має профіль FX 60-126 та встановлено під кутом  $\varphi_2 = 0^\circ$ . До системи керування літака входять: закрилок/руль висоти на передньому крилі, елерони на задньому крилі, руль напрямку. РВ відхиляється на кути  $\delta_B = -20^\circ \dots +20^\circ$  (рис. 3.2).

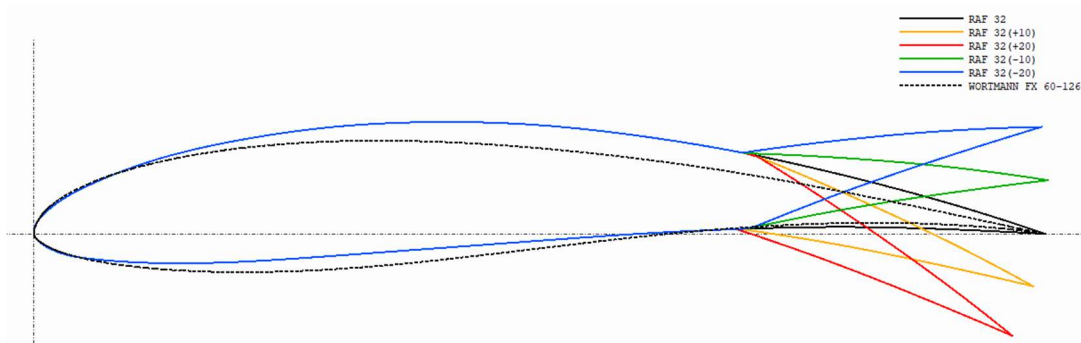


Рис. 3.2. Профілі крил з відхиленням рулів висоти на передньому крилі

В діапазоні кутів атаки від  $-10^\circ$  до  $20^\circ$  при ступені турбулентності  $N_{crit} = 6$  маємо наступні аеродинамічні характеристики профілів RAF-32 та FX 60-126, які зображено на рис. 3.3.

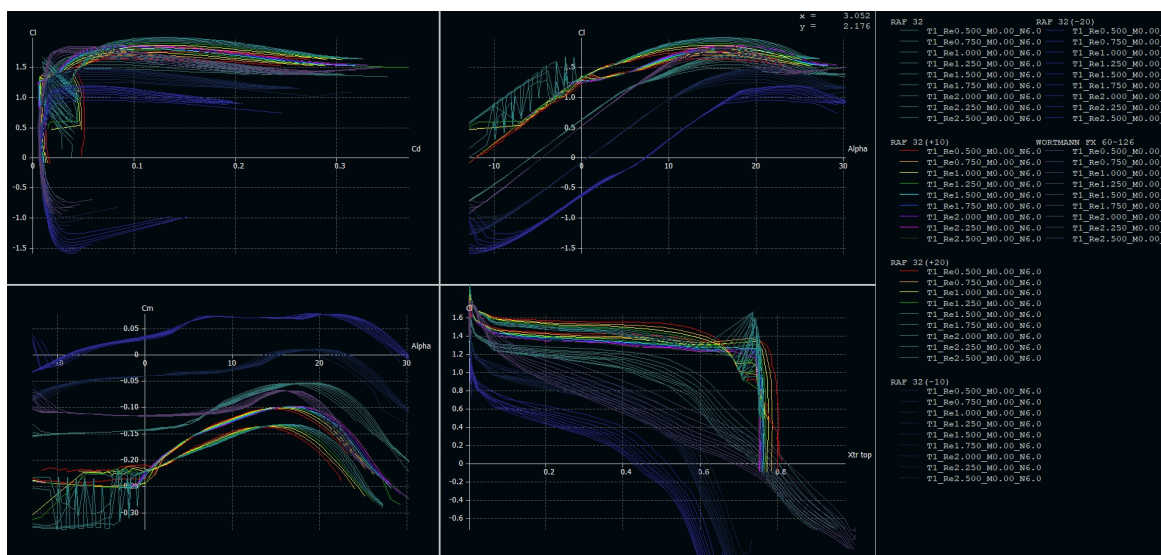


Рис. 3.3. Розрахунок аеродинамічних характеристик профілів крил літака «А-8»

Для побудови моделей крил необхідно задати наступні параметри геометрії літака (рис. 3.4-3.7):

- напіврозмах переднього крила  $0,5l_1 = 2322$  мм, коренева хорда  $b_{01} = 682$  мм, кінцева –  $b_{к1} = 410$  мм, довжина руля висоти  $l_{PB} = 1830$  мм, кут V-подібності  $\psi_1 = -6^\circ$ , стрілоподібності  $\chi_1 = +7^\circ$ ;
- напіврозмах заднього крила  $0,5l_2 = 2540$  мм, коренева хорда  $b_{02} = 600$  мм, кінцева –  $b_{к2} = 300$  мм, кут V-подібності  $\psi_2 = +4^\circ$ , кут стрілоподібності  $\chi_2 = +4^\circ$ ;



- висота коробки становить  $h = 710$  мм, поздовжній винос крил  $l_{ox} = 1857$  мм.

Профілі розбиті на 250 панелей. В тривимірній постановці кожне напівкрило має за хордою 40 панелей; за розмахом заднє напівкрило – 30 панелей, переднє – 7 панелей на центроплані, 30 – вздовж руля висоти, 15 – на закінцівках.

Для отримання результатів розрахунку аеродинамічних характеристик літака «А-8» обрано метод розрахунку (VLM1 та VLM2) (рис. 3.8), задано положення центру мас (рис.3.9) відносно носка кореневої хорди переднього крила  $x_{ц.м.} = 1010$  мм, опір фюзеляжу (рис.3.10) (відомо з експерименту)  $c_{x\phi} = 0,012$ , швидкість потоку (рис. 3.11) 30 м/с та кути атаки  $\alpha = -12^\circ \dots 20^\circ$  з кроком у  $1^\circ$ .

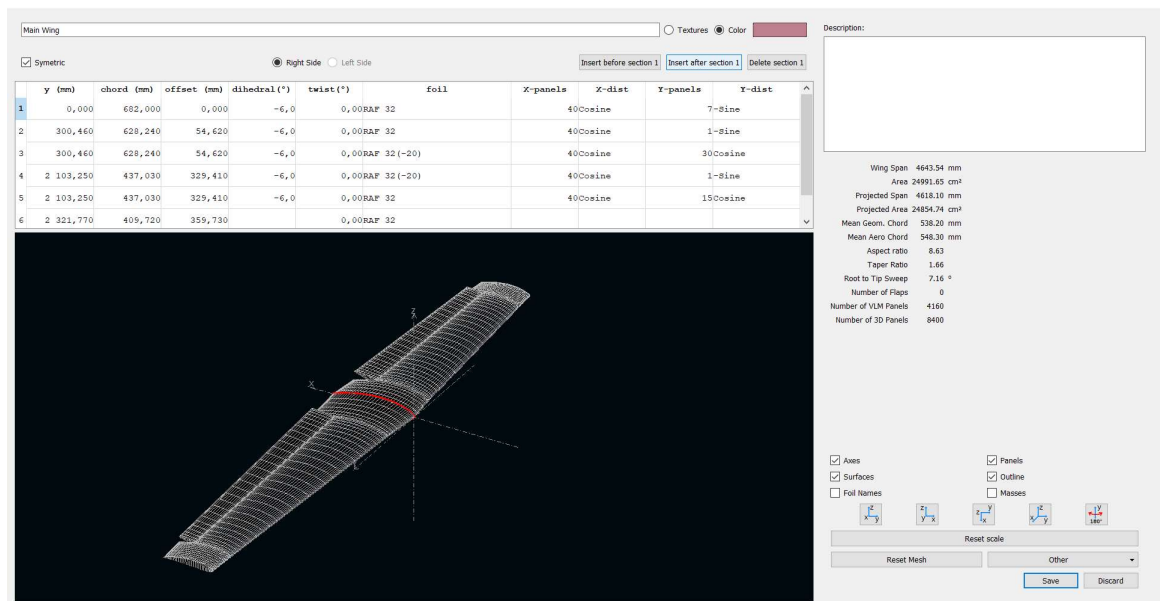


Рис. 3.4. Модель переднього крила (РВ відхилено на  $-20^\circ$ ).

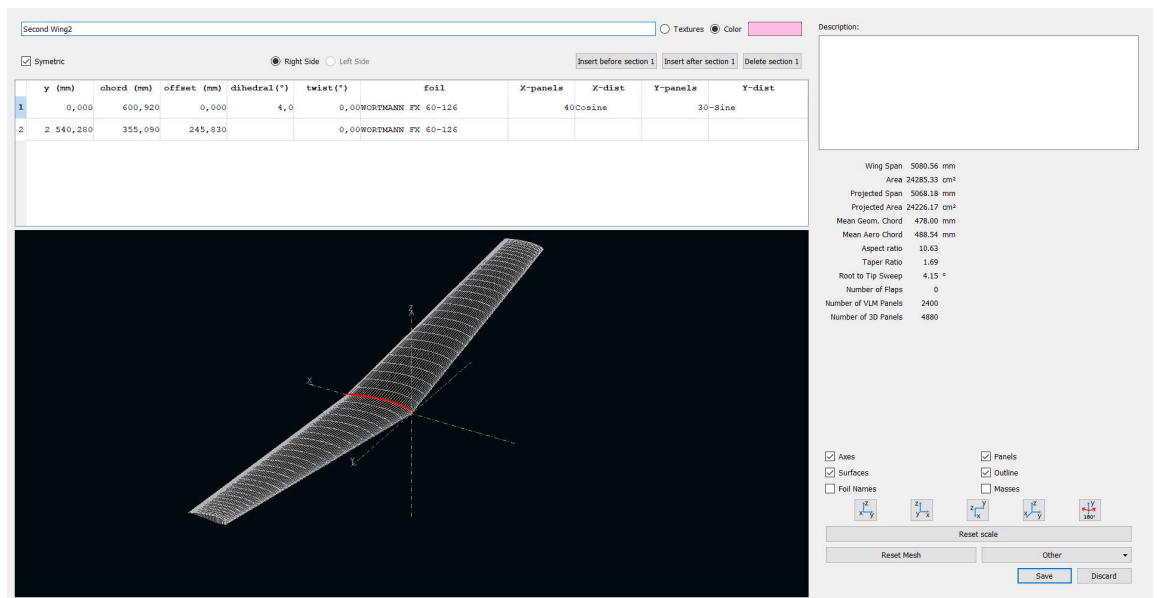


Рис. 3.5. Модель заднього крила

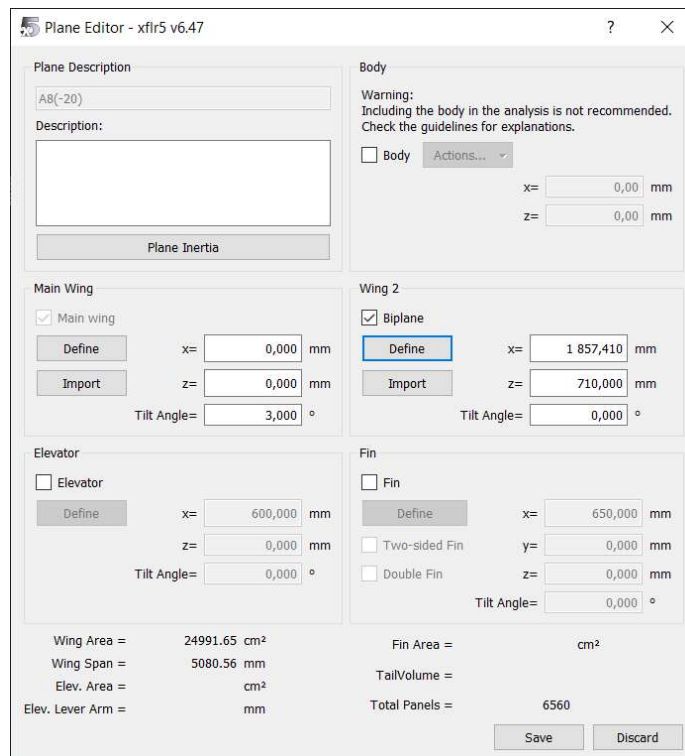


Рис. 3.6. Параметри щодо кутів встановлення крил, та їх взаємного положення

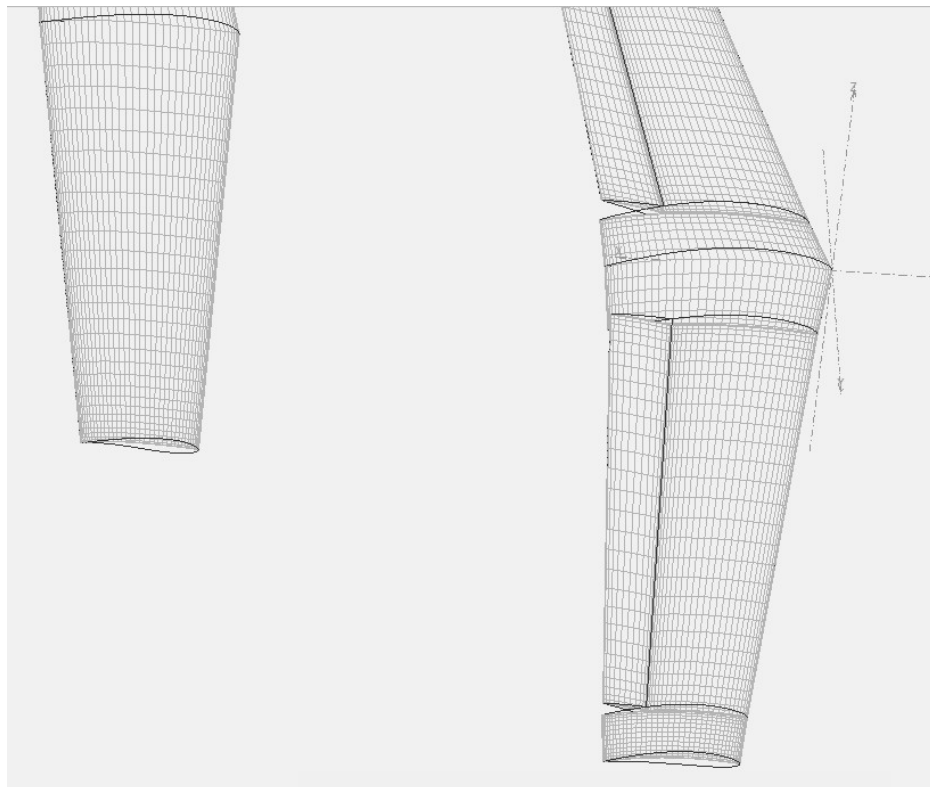


Рис. 3.7. Розрахункова сітка (РВ відхилено на  $-20^\circ$ )

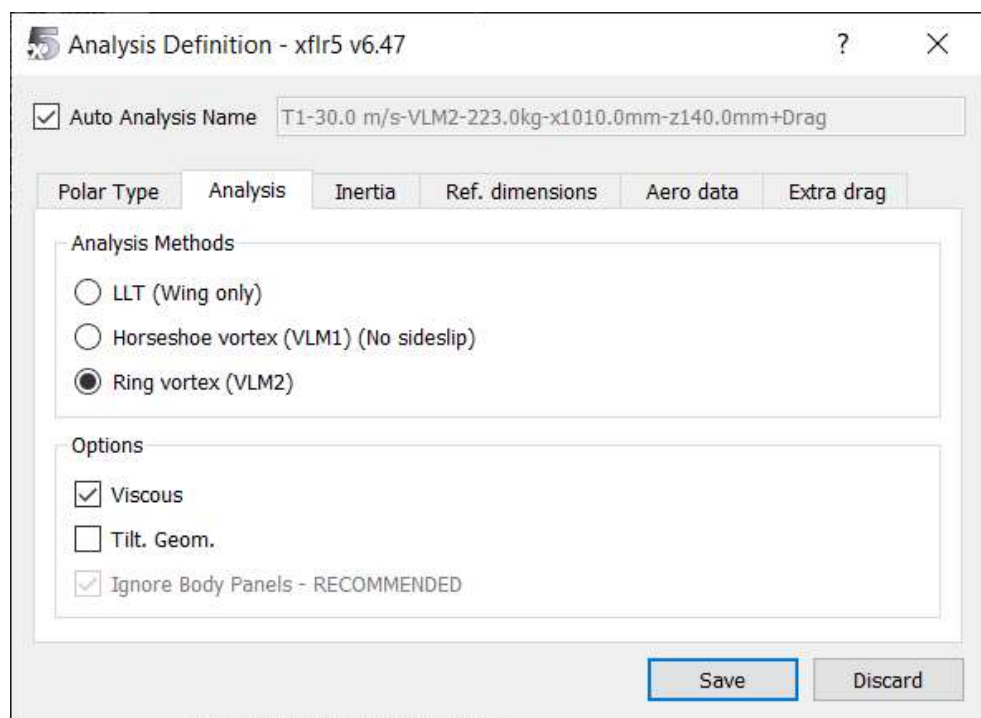


Рис. 3.8. Вибір методу розрахунку

Analysis Definition - xflr5 v6.47

☒ Auto Analysis Name T1-30.0 m/s-VLM2-223.0kg-x1010.0mm-z140.0mm+Drag

Polar Type Analysis Inertia Ref. dimensions Aero data Extra drag

Inertia properties

☐ Use plane inertia

Plane Mass = 223,000 kg

X\_CoG = 1 010,000 mm

Z\_CoG = 140,000 mm

Save Discard

Рис. 3.9. Визначення положення центру мас

Analysis Definition - xflr5 v6.47

☒ Auto Analysis Name T1-30.0 m/s-VLM2-223.0kg-x1010.0mm-z140.0mm+Drag

Polar Type Analysis Inertia Ref. dimensions Aero data Extra drag

	Extra drag	Extra area (cm <sup>2</sup> )	Extra drag coef.
1	Extra 0	49217.820	0.01200
2	Extra 1	0.000	0.00000
3	Extra 2	0.000	0.00000
4	Extra 3	0.000	0.00000

< >

$D = 1/2 \rho V^2 ( S (CD_{induced} + CD_{Visc}) + S_{Extra1}.CD_{Extra1} + \dots + S_{ExtraN}.Cd_{ExtraN})$

Save Discard

Рис. 3.10. Визначення додаткового опору

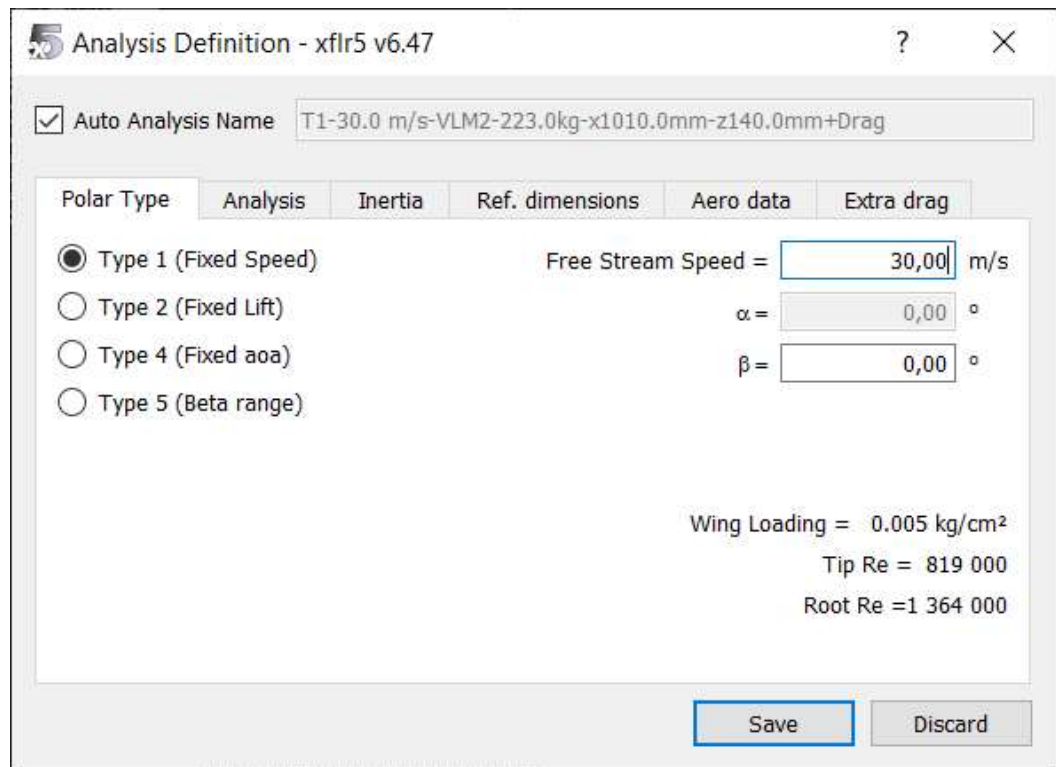


Рис. 3.11. Визначення швидкості набігаючого потоку

Результати розрахунку АХ літака «А-8» методом вихрової решітки з підковоподібними вихорами (VLM1) надано на рис. 3.12-3.15.

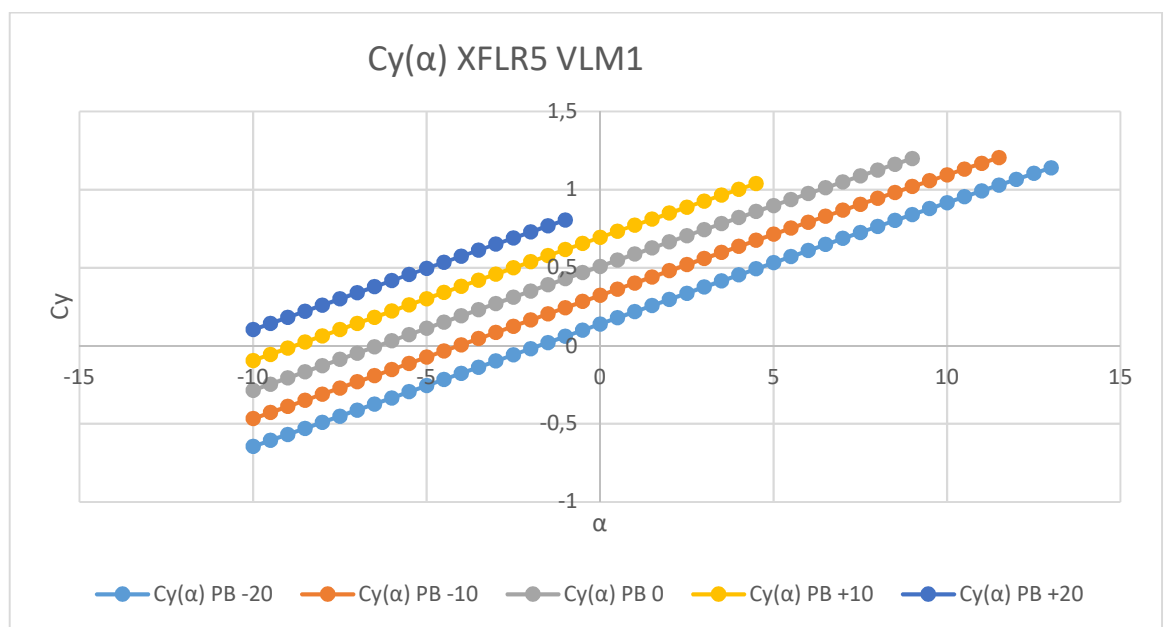


Рис. 3.12. Графіки залежності  $C_y(\alpha)$  літака «А-8», розраховані в XFLR5(VLM1)

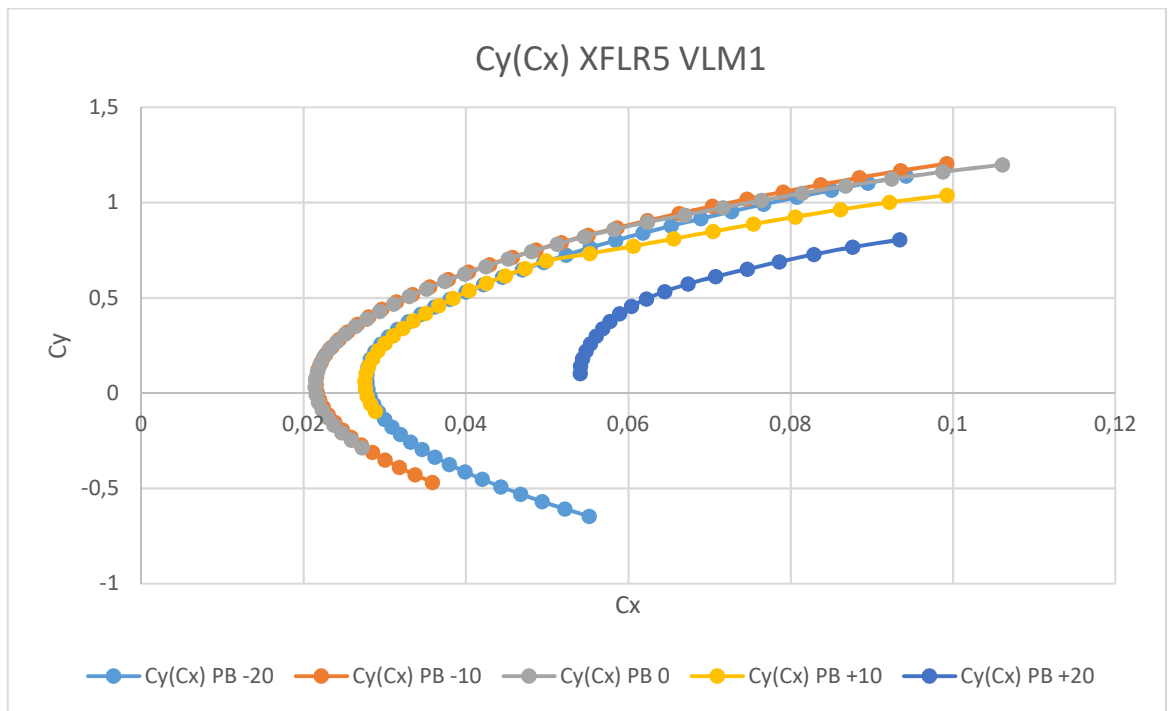


Рис. 3.13. Графіки поляр літака «А-8», розраховані в XFLR5(VLM1)

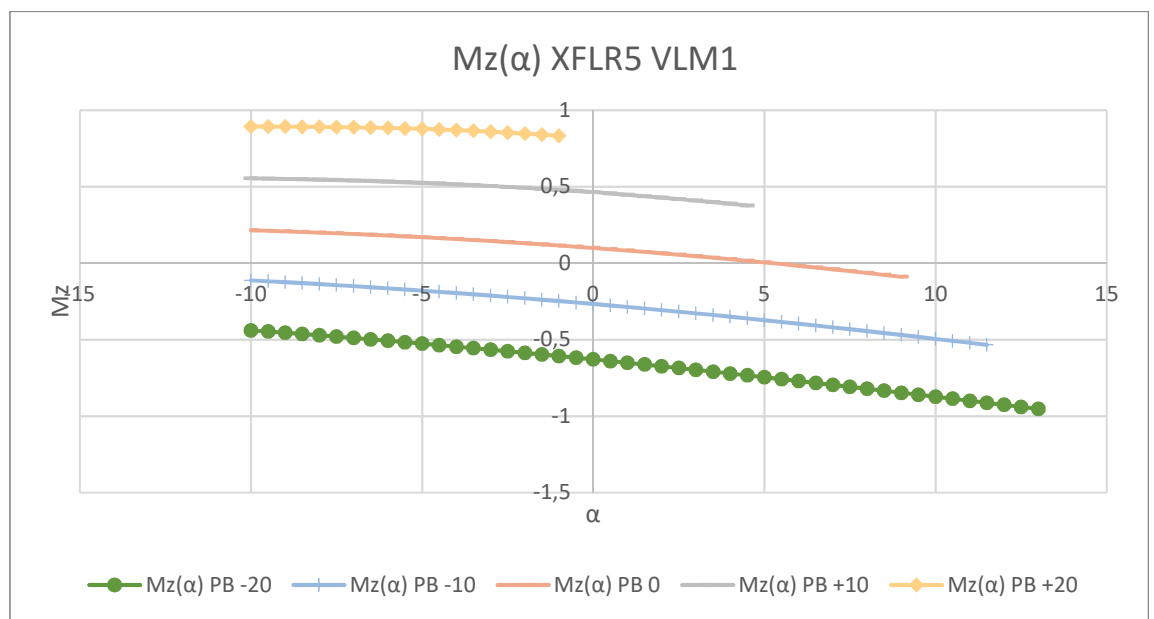


Рис. 3.14. Графіки залежності  $M_z(\alpha)$  літака «А-8», розраховані в XFLR5(VLM1)

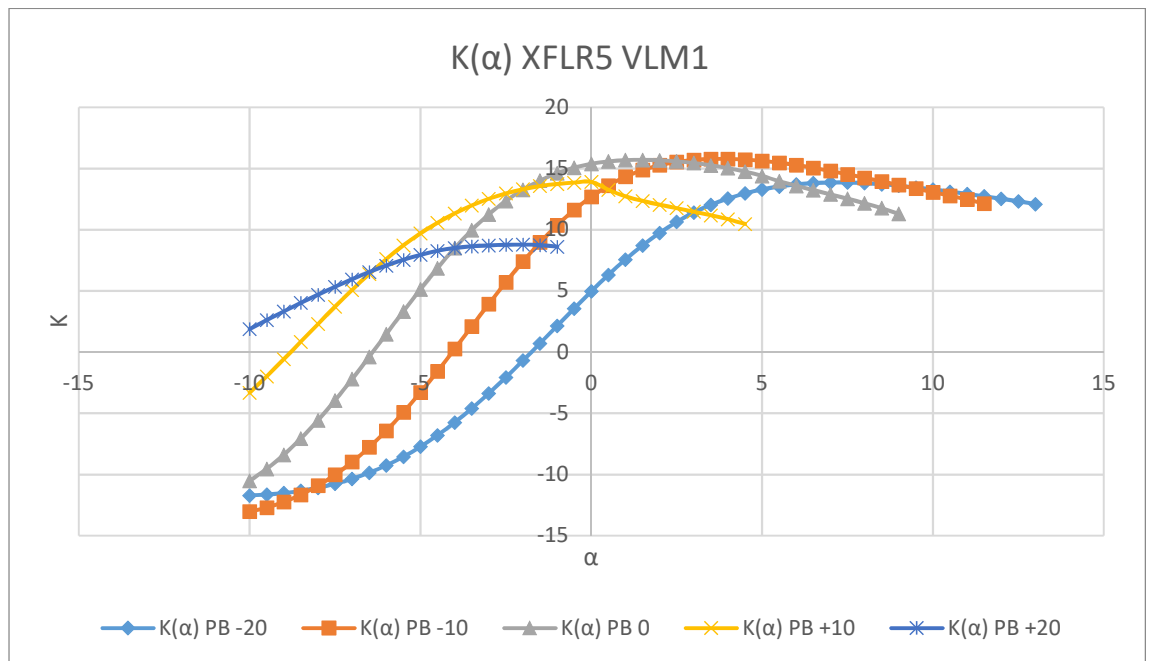


Рис. 3.15. Графіки залежності  $K(\alpha)$  літака «А-8», розраховані в XFLR5(VLM1)

Результати розрахунку АХ літака «А-8» методом вихрової решітки з кільцевими вихорами (VLM2) надано на рис. 3.16-3.19.

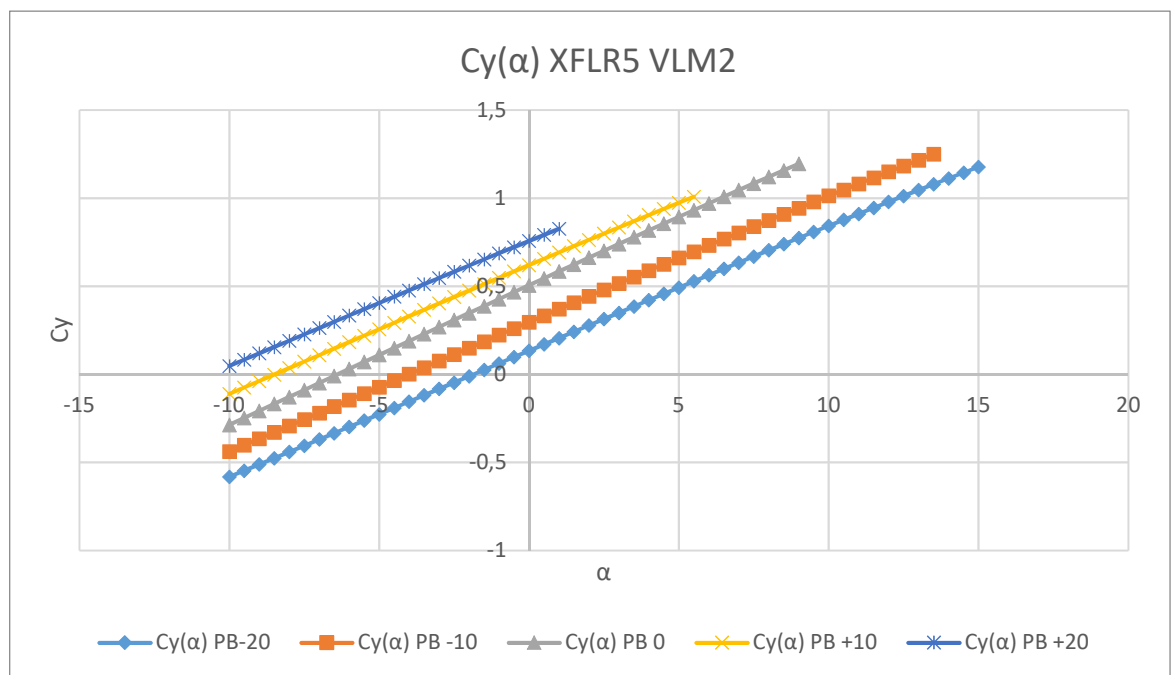


Рис. 3.16. Графіки залежності  $Cy(\alpha)$  літака «А-8», розраховані в XFLR5(VLM2)

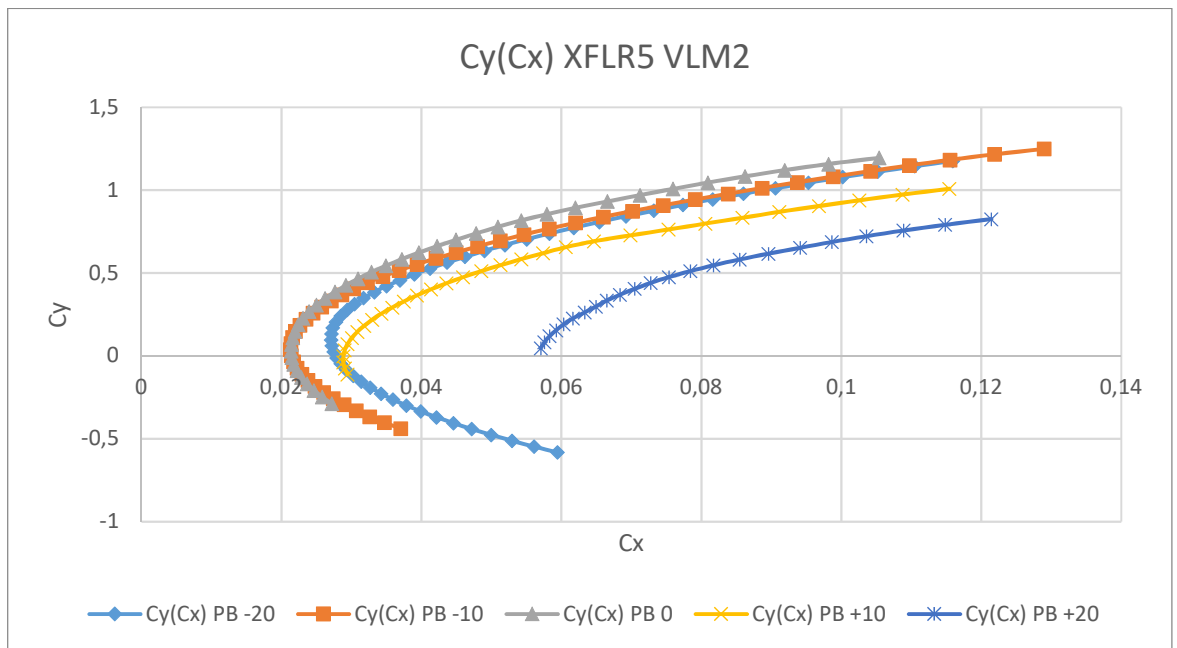


Рис. 3.17. Графіки поляри літака «А-8», розраховані в XFLR5(VLM2)

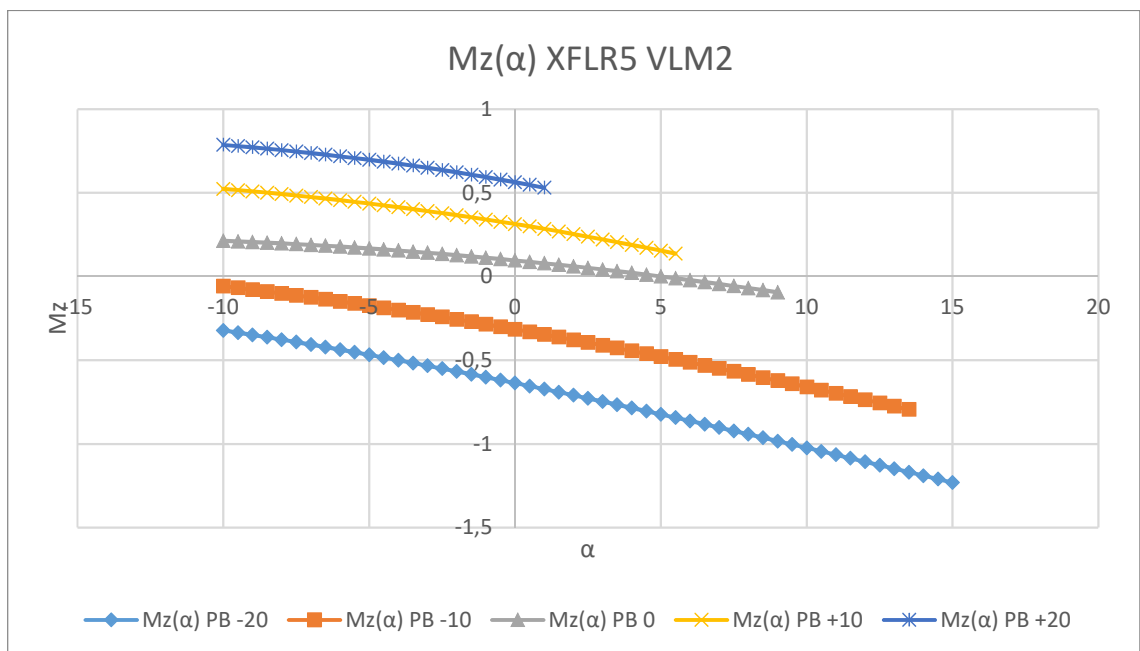


Рис. 3.18. Графіки залежності  $M_z(\alpha)$  літака «А-8», розраховані в XFLR5(VLM2)



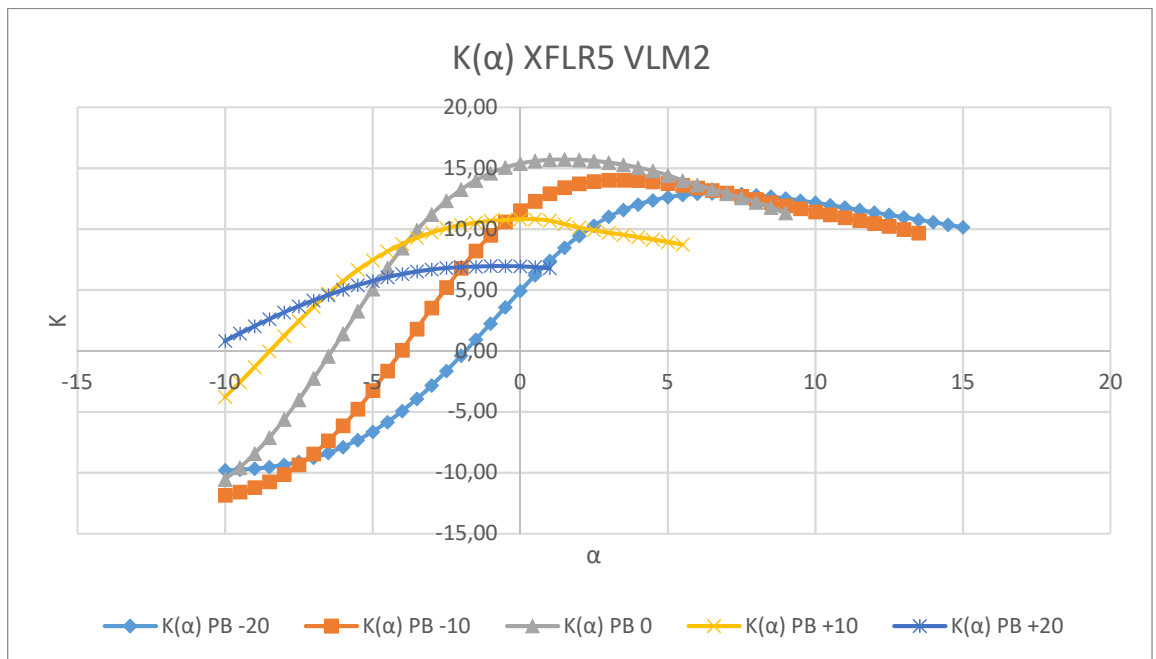


Рис. 3.19. Графіки залежності  $K(\alpha)$  літака «А-8», розраховані в XFLR5(VLM2)

Результати розрахунку AX ізольованого крила методом вихрової решітки з кільцевими вихорами (VLM2) надано на рис. 3.20-3.23.

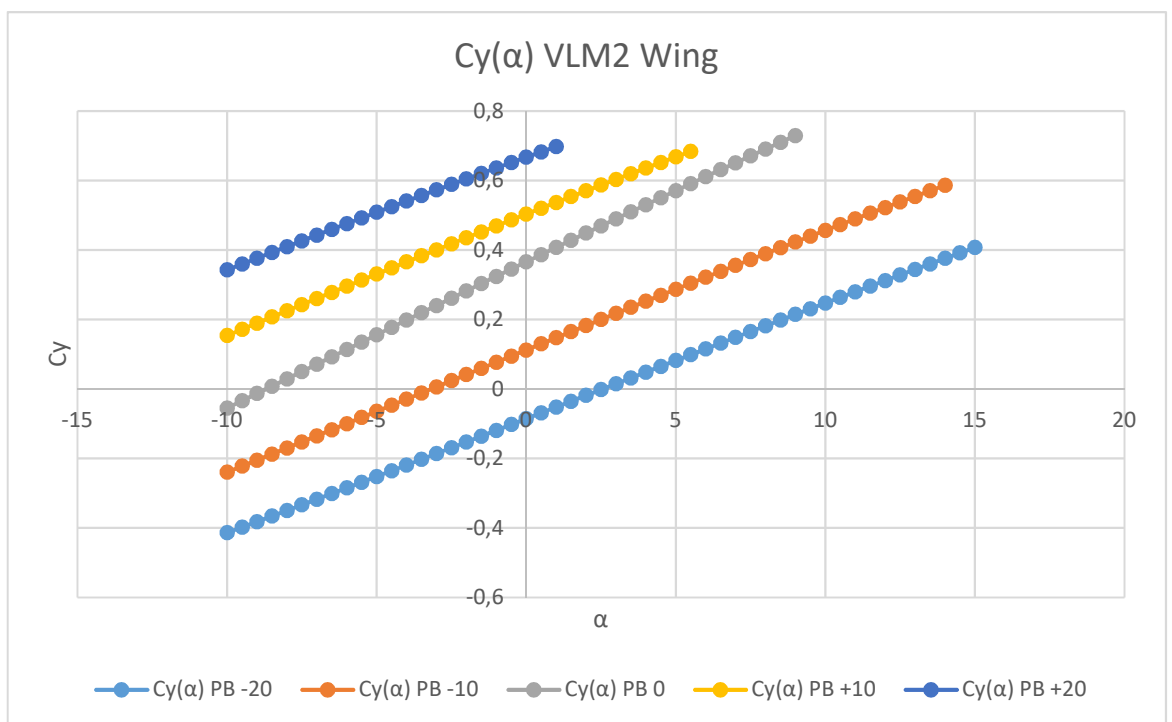


Рис. 3.20 Графіки залежності  $C_y(\alpha)$  ізольованого крила літака «А-8», розраховані в XFLR5(VLM2)

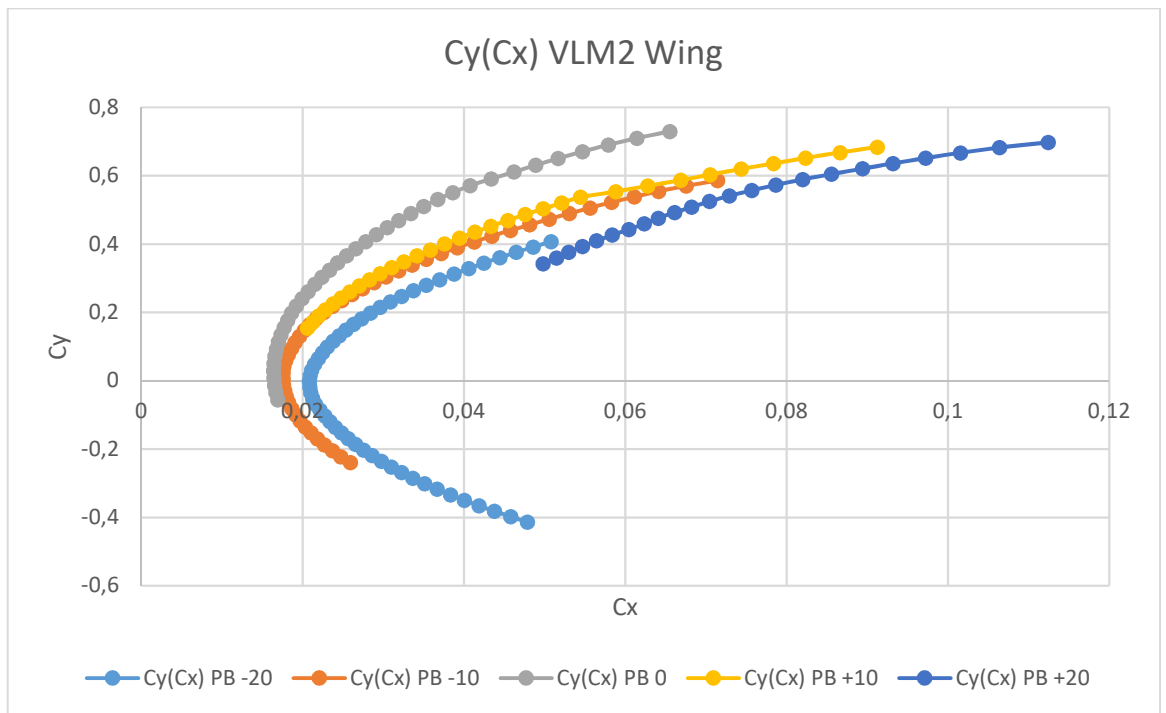


Рис. 3.21. Графіки поляр ізольованого крила літака «А-8», розраховані в XFLR5(VLM2)

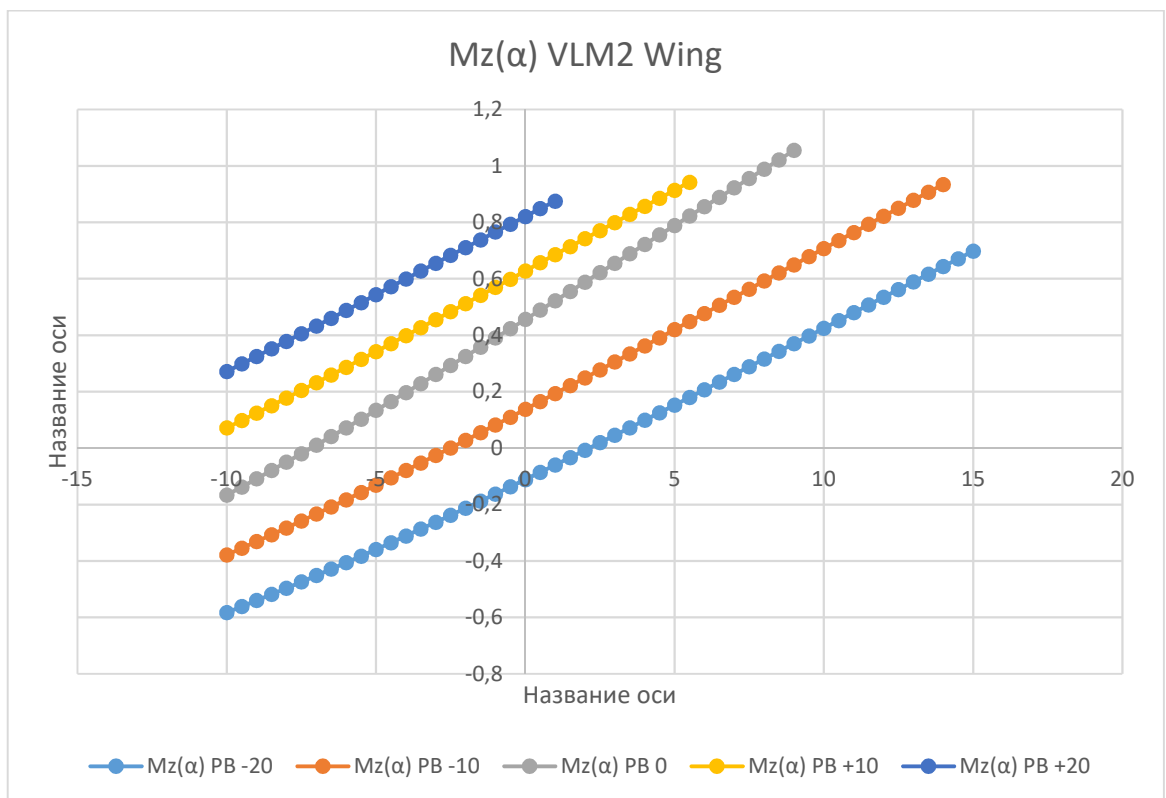


Рис. 3.22. Графіки залежності  $M_z(\alpha)$  ізольованого крила літака «А-8», розраховані в XFLR5(VLM2)

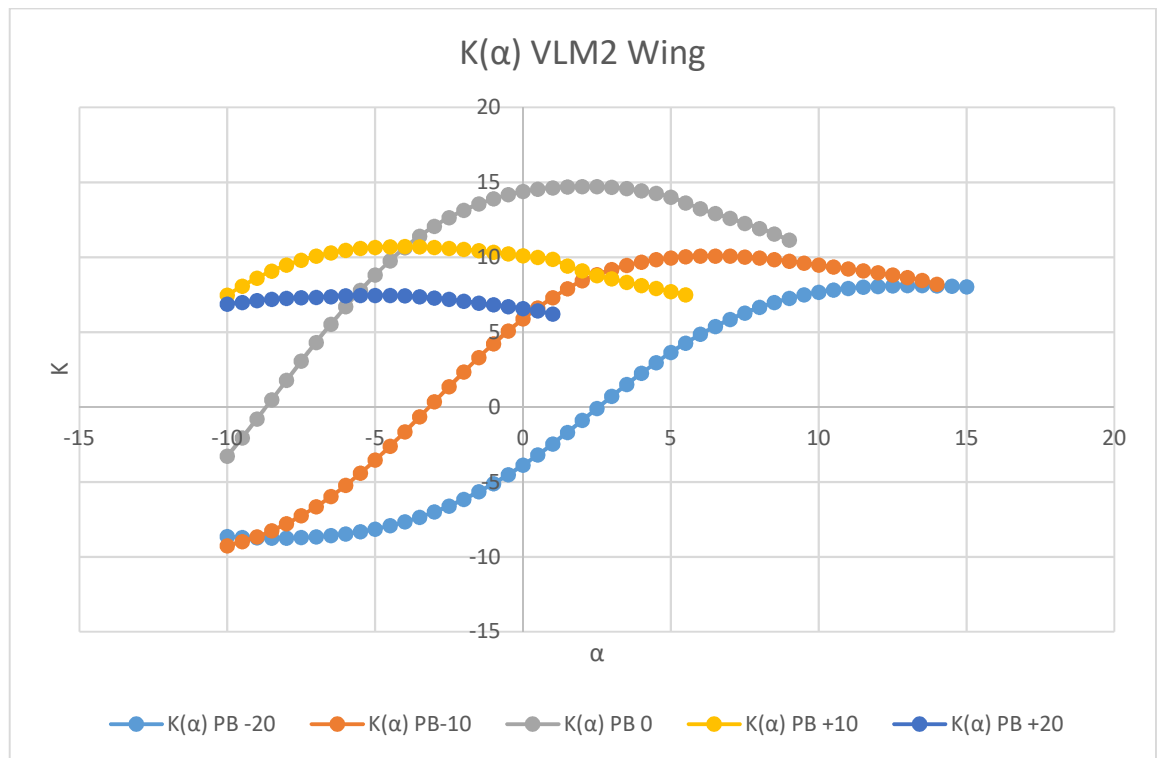


Рис. 3.23. Графіки залежності  $K(\alpha)$  ізольованого крила літака «А-8», розраховані в XFLR5(VLM2)

## Висновки по розділу

В третьому розділі виконано розрахунок аеродинамічних характеристик літального апарату «А-8» схеми «тандем» та його переднього ізольованого крила за допомогою програмного забезпечення XFLR5.

Розрахунок виконаний для системи двох крил методом вихрової решітки (Vortex Lattice Method) з підковоподібними та кільцевими вихорами (VLM1 і VLM2, відповідно).

Результат розрахунку представлений графіками залежності основних аеродинамічних характеристик  $c_y(\alpha)$ ,  $c_x(c_x)$ ,  $K(\alpha)$ ,  $m_z(\alpha)$  при відхиленні рулів висоти, які розміщено на передньому крилі на кути  $\delta_B = -20^\circ, -10^\circ \dots +20^\circ$ .

На основі цього розрахунку, в наступному розділі, проведено оцінку ефективності рулів висоти та порівняно із результатами натурного експерименту в аеродинамічній трубі.

#### **4. Порівняння результатів та рекомендації щодо балансування літального апарата схеми «тандем».**

##### **4.1. Порівняння результатів та оцінка ефективності рулів висоти.**

Розрахунок аеродинамічних характеристик літального апарату «А-8» схеми «тандем», який отримано за допомогою програми XFLR5 порівнюється із результатами експерименту в аеродинамічній трубі [13]. На основі цього порівняння буде визначено доцільність використання низькорівневого числового метода щодо оцінки ефективності органів керування, які визначають балансувальні втрати літального апарата.

В аеродинамічній трубі відкритого типу Т-101 проведено випробування натурної моделі літака «А8» схеми «тандем» (рис. 4.1.1) та отримано графіки залежності основних аеродинамічних коефіцієнтів при певному відхиленні руля висоти, який встановлено на передньому крилі.

Результати продувки представлено на рис. 4.1.2.-4.1.5.

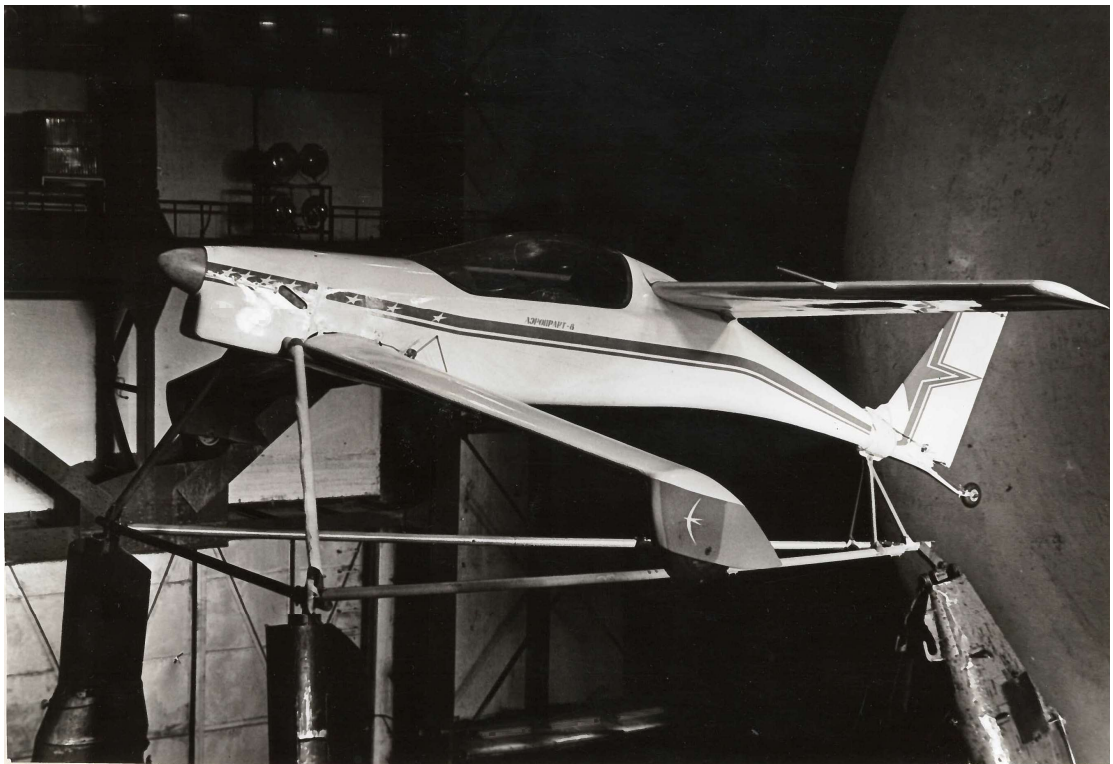


Рис. 4.1.1. Натурна модель літака «А-8» в аеродинамічній трубі відкритого типу

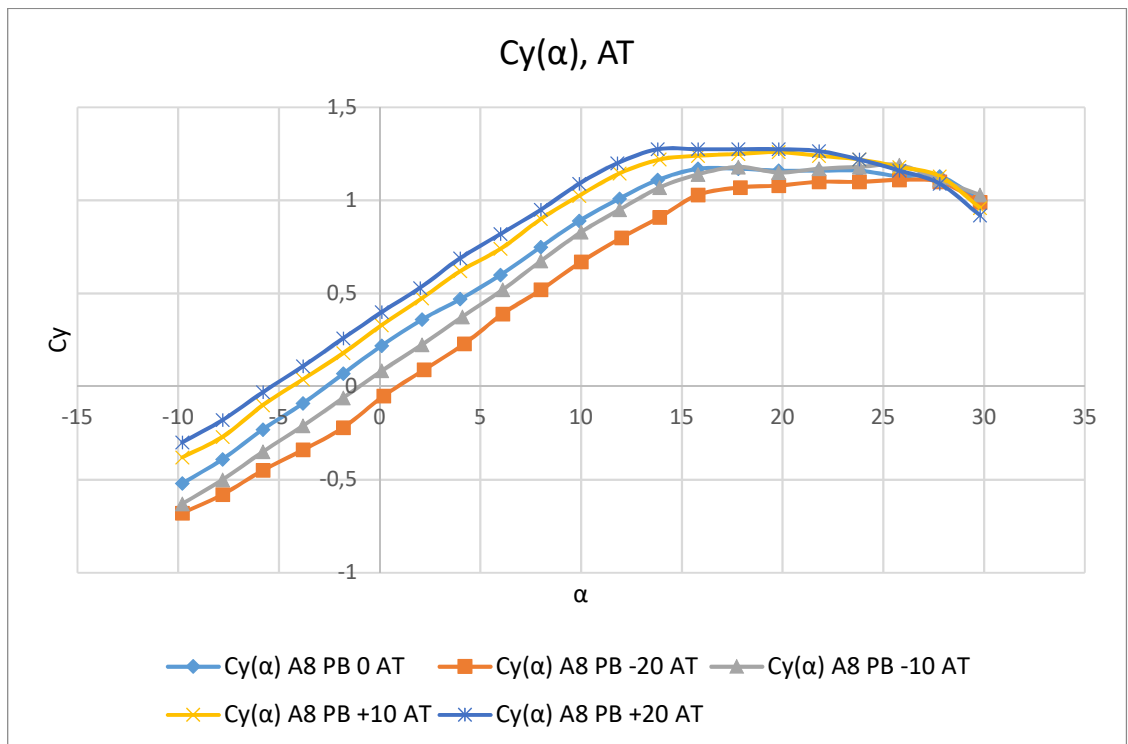


Рис. 4.1.2. Графіки залежності  $C_y(\alpha)$  літака «А-8», отримані в аеродинамічній трубці відкритого типу

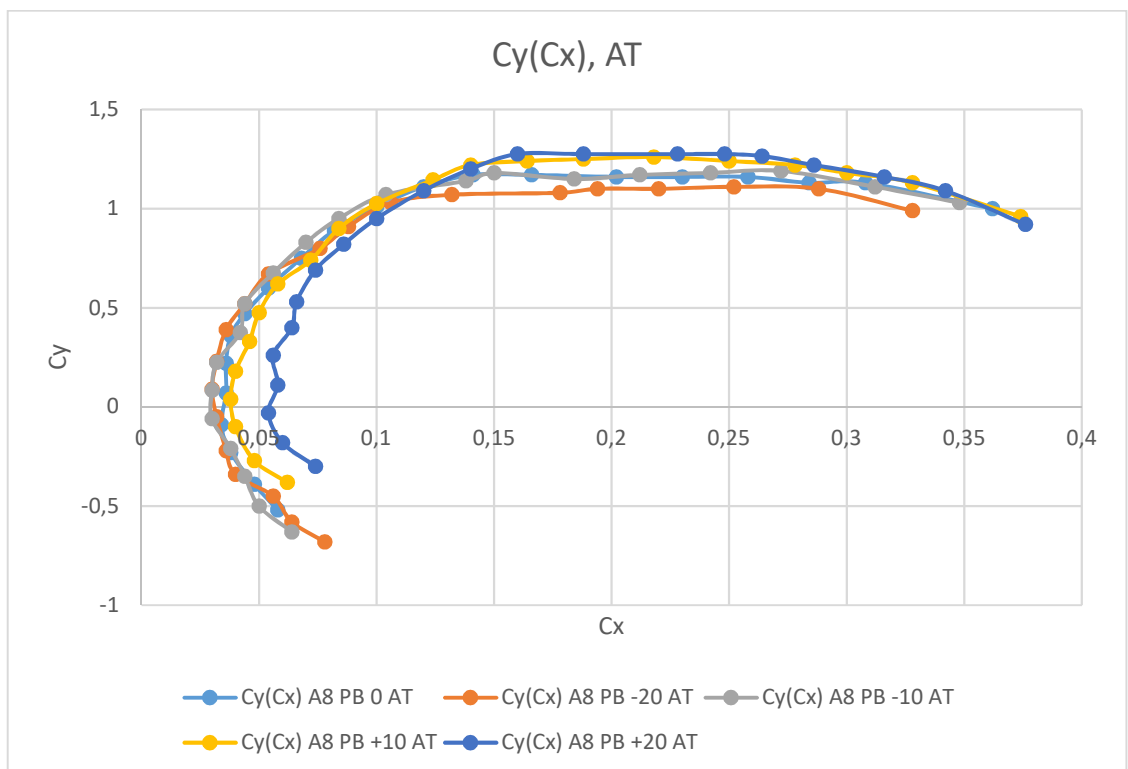


Рис. 4.1.3. Графіки поляр літака «А-8», отримані в аеродинамічній трубці відкритого типу

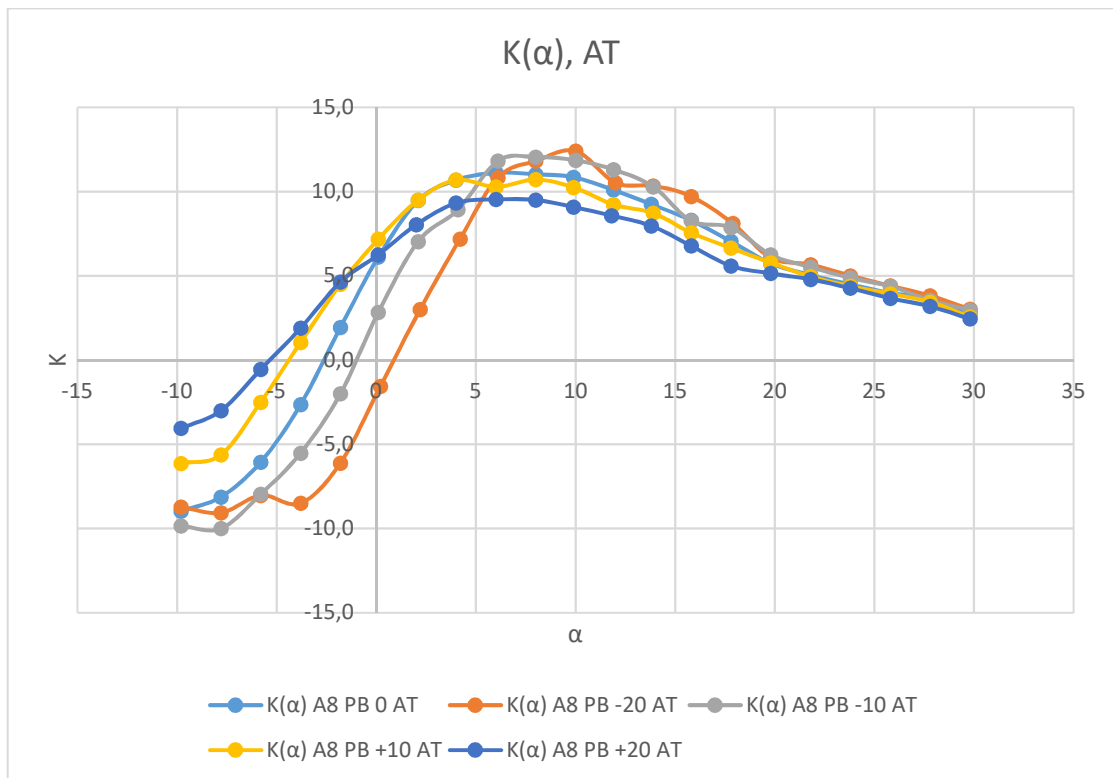


Рис. 4.1.4. Графіки залежності  $K(\alpha)$  літака «А-8», отримані в аеродинамічній трубі відкритого типу

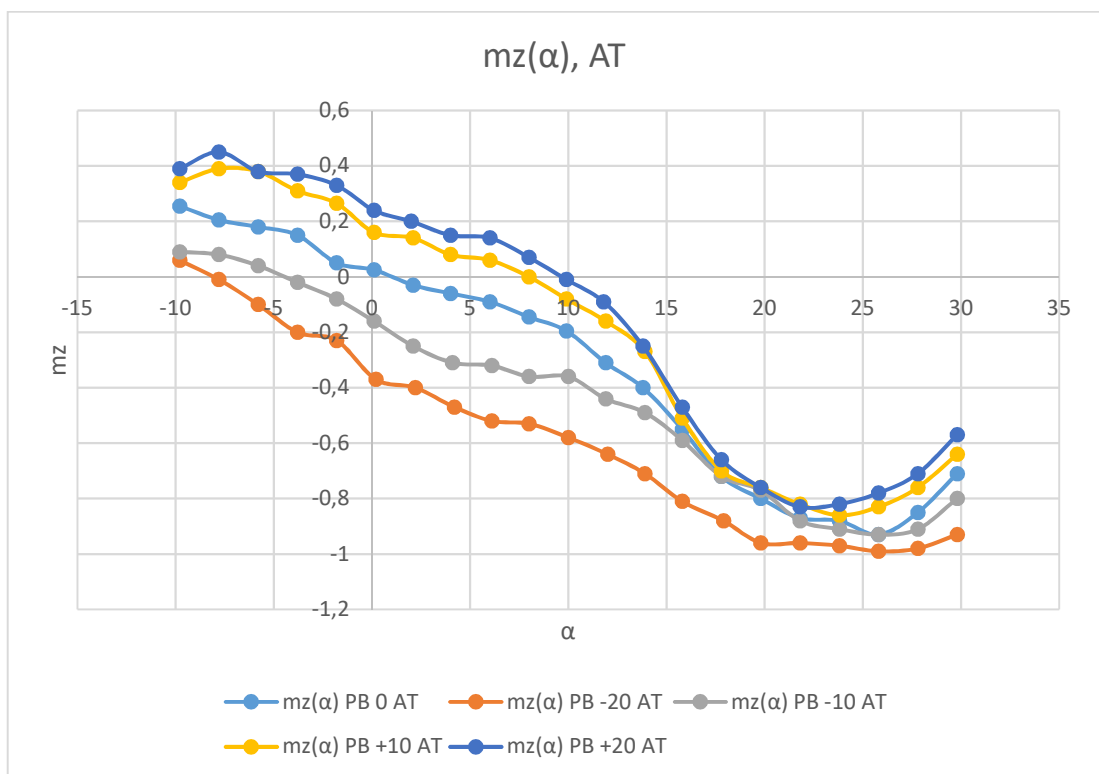


Рис. 4.1.5. Графіки залежності  $Mz(\alpha)$  літака «А-8», отримані в аеродинамічній трубі відкритого типу

Графіки залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки при відхиленні руля висоти на  $-20^\circ$  та  $-10^\circ$  показали задовільну збіжність (рис. 4.1.6). Графіки залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки при відхиленні руля висоти на  $+10^\circ$  і  $+20^\circ$  мають певну розбіжність, проте значення похідної  $c_y^\alpha$  майже збігається і для  $0^\circ$  становить 0,075 (*XFLR5*, *VLM2*) та 0,073 (АТ), для  $+20^\circ$  становить 0,075 (*XFLR5*, *VLM2*) та 0,071 (АТ).

Розбіжності між результатами розрахунку та експерименту можна пояснити тим, що розрахунковий код *XFoil* завищує  $C_{уах}$  профілю (наприклад, для *FX 60-126* – на 0,12...0,19), тобто недооцінює відрив потоку, який виникає на гладкому профілі та на профілі з відхиленими рулями. З іншого боку, літак А-8 має малі габарити для аеродинамічної труби типу Т-101 з робочою частиною 24 м завширшки, а розмах крила А-8 становить 5 м. Ваги труби розраховані на велику площу крила, а для літака А-8 дають більшу відносну похибку вимірювання.

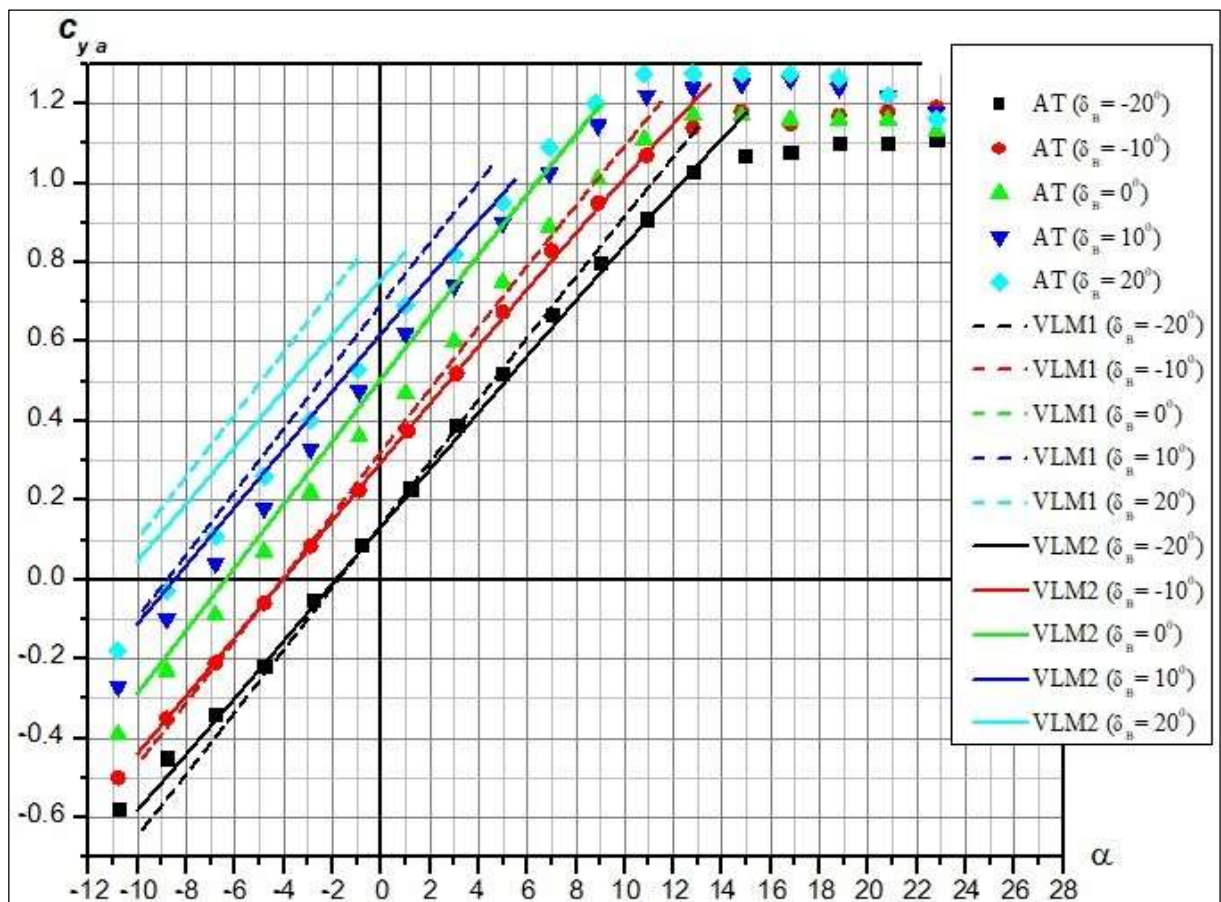


Рис. 4.1.6. Порівняння розрахованих та експериментальних залежностей  $c_y(\alpha)$



Також виявлена певна розбіжність між розрахованими та експериментальними залежностями коефіцієнту повздовжнього моменту від кута атаки. Запаси стійкості літака в діапазоні  $c_{ya}=0,3...0,8$  і  $\delta_B=-10...+20^\circ$  точніше розраховані з моделлю *VLM2* (табл. 4.1.1), але і для неї різниця з даними аеродинамічної труби сягає 0,10, тобто фокус апарата визначається з похибкою в 10 % хорди, що є значною розбіжністю.

Таблиця 4.1.1

Величина ступеня поздовжньої статичної стійкості

$\delta_B, ^\circ$	Експеримент в АТ	Розрахунок в <i>XFLR5(VLM1)</i>	Розрахунок в <i>XFLR5(VLM2)</i>
-20	-0,42	-0,32	-0,56
-10	-0,40	-0,28	-0,46
0	-0,32	-0,22	-0,22
10	-0,40	-0,17	-0,36
20	-0,32	-0,11	-0,37

Вплив відхилення руля висоти на коефіцієнт підйимальної сили наведено на рис. 4.7, 4.8, а на коефіцієнт моменту тангажа – на рис. 4.1.9, 4.1.10.

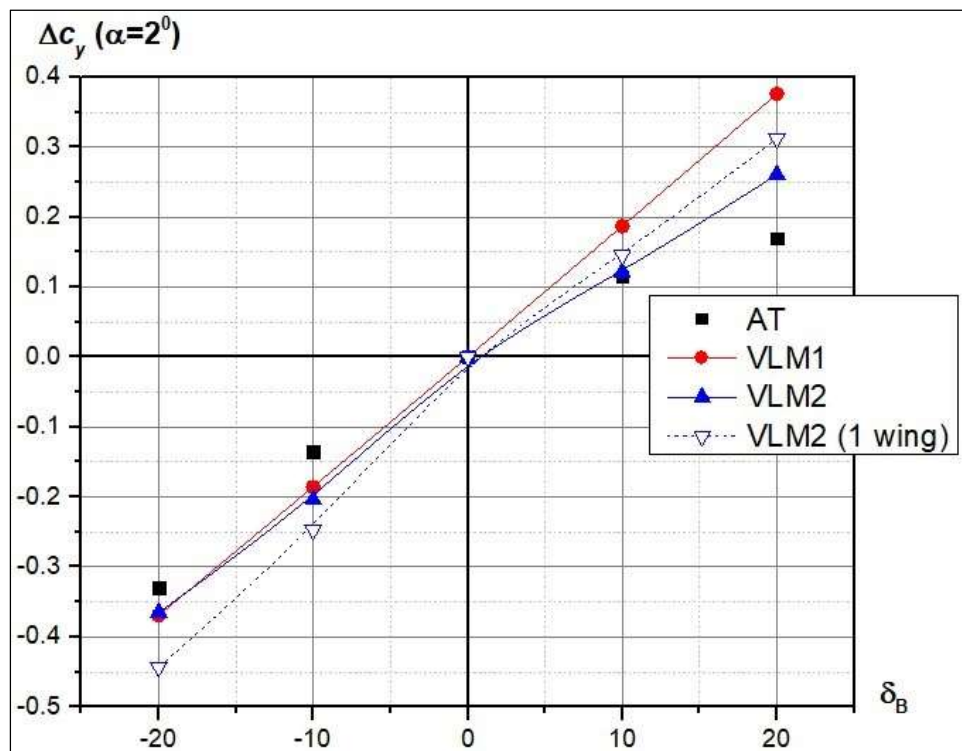


Рис. 4.1.7. Вплив відхилення руля висоти на коефіцієнт підйимальної сили (кут атаки  $\alpha=2^\circ$ )

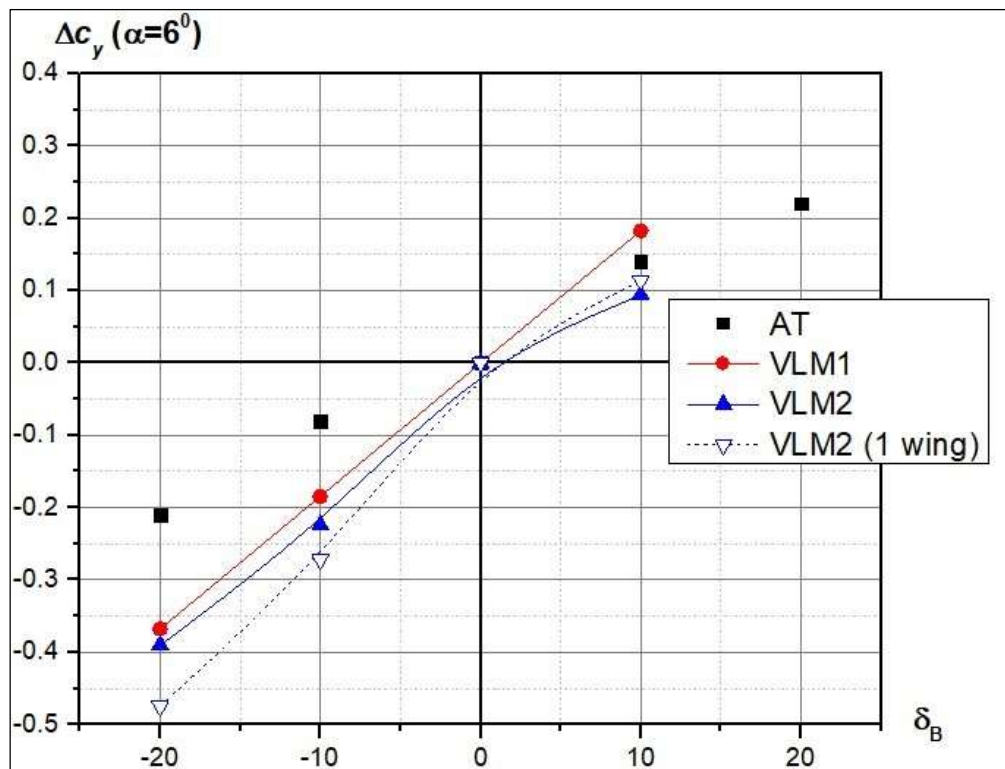


Рис. 4.1.8. Вплив відхилення руля висоти на коефіцієнт підйомної сили (кут атаки  $\alpha=6^\circ$ )

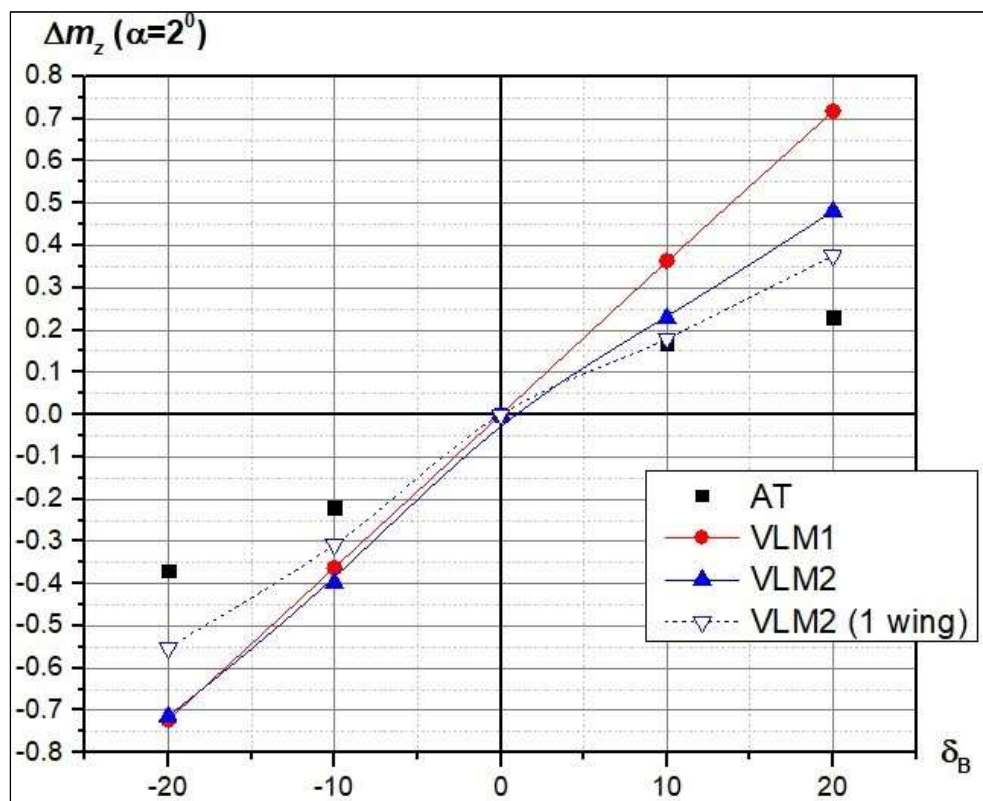


Рис. 4.1.9. Вплив відхилення руля висоти на коефіцієнт моменту тангажа (кут атаки  $\alpha=2^\circ$ )

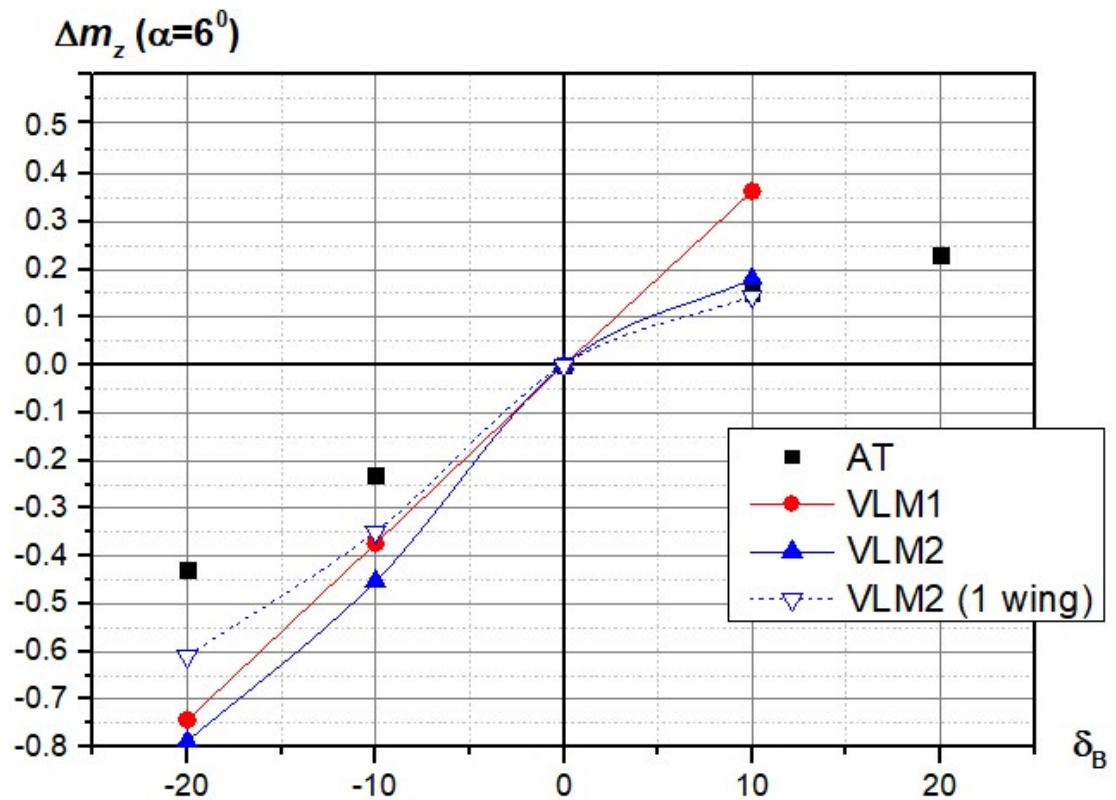


Рис. 4.1.10. Вплив відхилення руля висоти на коефіцієнт моменту тангажа (кут атаки  $\alpha=6^\circ$ )

З графіків випливає, що числовий метод, як правило, завищує ефективність рулів висоти. При цьому математична модель з підковоподібними вихорами (VLM1) прогнозує лінійну залежність в широкому діапазоні кутів відхилення руля, тобто не відчуває відриву потоку і є непридатною для даної задачі. Модель з кільцевими вихорами (VLM2) для даного компонування продемонструвала результати близькі до експериментальних лише при невеликих відхиленнях руля вниз (до  $+10^\circ$ ).

На графіках показана ефективність органів керування для ізольованого переднього крила (коефіцієнти приведені для тієї ж площі двох крил).

Під балансувальними втратами частіше за все розуміється збільшення опору, чи падіння аеродинамічної якості при одному й тому самому значення коефіцієнта підйімальної сили. Літальний апарат в нульовому положенні РВ має певний момент, який необхідно компенсувати – підібрати відхилення РВ, при якому повздовжній момент буде дорівнювати 0, тобто збалансувати літак. На основі отриманих даних розрахунку XFLR5 (рис. 4.1.10) маємо наступні балансувальні втрати:

при  $\delta_\epsilon = 0; \alpha_{н.в.} = 2^\circ; K_{\max} = 15.7; m_z = 0,061$ .

$m_z^{\delta_\epsilon} = 0,03; c_y^{\delta_\epsilon} = 0,016$  (при  $\alpha = 2^\circ$ ).

Балансувальний кут відхилення РВ:  $\delta_\epsilon = -\frac{m_z}{m_z^{\delta_\epsilon}} = -2^\circ$ ;

Балансувальні втрати:

$\Delta c_{убал} = 0,6 - 0,66 = -0,06$ ;

$\Delta c_{хбал} = 0,04211 - 0,042 = -0,00011$ ;

$\Delta K_{убал} = 14,2 - 15,7 = -1,5$ ;

A8(-2) Ncrit6					A8 Ncrit 6				
alpha	CL	CD	mz	K	alpha	CL	CD	mz	K
-10	-0,32	0,02825	0,156	-11,2	-10	-0,29	0,02718	0,214	-10,5
-9	-0,24	0,02537	0,143	-9,5	-9	-0,21	0,02465	0,207	-8,4
-8	-0,16	0,02329	0,129	-7,0	-8	-0,13	0,02287	0,198	-5,6
-7	-0,09	0,02193	0,114	-4,0	-7	-0,05	0,02178	0,189	-2,3
-6	-0,01	0,02129	0,098	-0,5	-6	0,03	0,02137	0,179	1,4
-5	0,06	0,02131	0,080	3,0	-5	0,11	0,02161	0,168	5,1
-4	0,14	0,02202	0,062	6,4	-4	0,19	0,02241	0,156	8,4
-3	0,22	0,02341	0,043	9,3	-3	0,27	0,02394	0,142	11,2
-2	0,29	0,02564	0,022	11,5	-2	0,35	0,02624	0,128	13,3
-1	0,37	0,02867	0,001	12,9	-1	0,43	0,02922	0,113	14,6
0	0,45	0,03243	-0,021	13,7	0	0,51	0,03286	0,097	15,4
1	0,52	0,03692	-0,045	14,1	1	0,58	0,03721	0,079	15,7
2	0,60	0,04211	-0,069	14,2	2	0,66	0,04222	0,061	15,7
3	0,67	0,04804	-0,094	14,0	3	0,74	0,04783	0,042	15,5
4	0,75	0,05470	-0,120	13,6	4	0,82	0,05427	0,022	15,1
5	0,82	0,06208	-0,147	13,2	5	0,89	0,06199	0,001	14,4
6	0,89	0,07043	-0,174	12,7	6	0,97	0,07125	-0,021	13,6
7	0,97	0,07989	-0,203	12,1	7	1,05	0,08094	-0,044	12,9
8	1,04	0,09002	-0,233	11,5	8	1,12	0,09190	-0,068	12,2
9	1,11	0,10122	-0,263	11,0	9	1,20	0,10539	-0,094	11,3
10	1,18	0,11619	-0,295	10,1					

Рис. 4.1.10. Значення аеродинамічних коефіцієнтів літака «А-8», розрахованих в XFLR5, при відхиленні РВ на  $0^\circ$  та  $-2^\circ$

#### **4.2. Виведення рекомендацій щодо оцінки балансування ЛА схеми «тандем» числовим методом.**

За допомогою програмного забезпечення XFRLR5 було проведено розрахунок ефективності рулів висоти на передньому крилі літального апарата схеми «тандем» і порівняно із матеріалами експерименту в аеродинамічній трубі, що дозволило зробити такі висновки:

1. При відхиленні закрилка або руля висоти на передньому крилі зміна коефіцієнта підйімальної сили менша на 17%, а поздовжнього моменту – більша на 26%, ніж для ізольованого крила. Це явище виникає внаслідок зміни інтерференції несучих поверхонь (скосу потоку на задньому крилі) і було передбачено теоретично в [14].

2. Для оцінки ефективності рулів висоти відносно коефіцієнту підйімальної сили та моменту тангажа при малих кутах відхилення руля вниз (до  $10^\circ$ ) можна рекомендувати математичну модель кільцевих вихорів (VLM2 або Ring Vortex), але в жодному разі не підковоподібних вихорів (VLM1 або Horseshoe Vortex). Якщо рулі висоти в розрахунку відсутні, то обидві моделі дають практично тотожні результати, хоча час розрахунку з VLM2 приблизно вдвічі менший.

3. При великих кутах відхилення рулів вниз (більше  $10^\circ$ ) та при їх відхиленні вгору числовий метод з обома моделями значно завищує ефективність рулів і не може бути рекомендований навіть для грубих оцінок.

## Висновки по розділу

В четвертому розділі проведено порівняння результатів числового розрахунку аеродинамічних характеристик літака «А-8» схеми «тандем» із результатами продувки в аеродинамічній трубі та надано рекомендації щодо доцільності використання низькорівневого метода розрахункової аеродинаміки.

Програма задовільно розраховує значення коефіцієнту підйомної сили та зміну коефіцієнту повздовжнього моменту при відхиленні руля висоти вгору, незадовільно – при відхиленні вниз за рахунок розвитку відриву на верхній поверхні органів керування.

Числовий метод вказує на істотну інтерференцію крил, яка залежить і від положення руля висоти. Так, при відхиленні органа керування на передньому крилі вниз, його підймальна сила зростає, але зростає і скіс потоку, який приходить на заднє крило, що зменшує його несучу здатність. Таким чином, результуюча зміна коефіцієнта підймальної сили виявляється меншою, а коефіцієнта повздовжнього моменту – більшою, ніж для ізолюваного переднього крила.

Протилежне явище спостерігається при відхиленні руля висоти на передньому крилі вгору.

При відносно великих кутах атаки і кутах відхилення руля (вже при  $\alpha=6^\circ$  і  $\delta_B=20^\circ$ ) числовий розрахунок не збігається до певної величини, тому його не можна порівняти з результатами експерименту.

## 5. Розробка стартап-проекту

### 5.1. Опис ідеї проекту

Оскільки в роботі досліджувалися особливості аеродинамічного компонування схеми «тандем», тому стартап проект стосується проектування та виробництва безпілотних літальних апаратів на базі даної схеми. Опис ідеї представлено в таблиці 5.1.1.

Таблиця 5.1.1

Опис ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Серійне виробництво безпілотного літального апарату схеми «тандем»	<ol style="list-style-type: none"><li>1. Аерозйомка</li><li>2. Геодезія</li><li>3. Сільське господарство</li><li>4. Картографія</li><li>5. Метеорологія</li><li>6. Військова галузь</li></ol>	<ol style="list-style-type: none"><li>1. Гарні ракурси для зйомки відео з висоти пташиного польоту.</li><li>2. Інформація щодо місцевості: рельєф, родючість землі та ін.</li><li>3. Ефективність у військовій галузі: розвідка, бомбардування, гуманітарна допомога.</li></ol>

На сьогоднішній день в Україні є декілька приватних конструкторських бюро, які займаються виробництво безпілотної техніки різноманітного компонування. Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту представлено у таблиці 5.1.2.

*Таблиця 5.1.2*

Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

<i>№ n/n</i>	<i>Техніко економічні характеристики ідеї</i>	<i>Мій проект</i>	<i>A.Drones</i>	<i>Атлон Авіа</i>
1	Ціна	S	S	W
2	Функціональність	S	S	S
3	Простота в експлуатації	S	S	W
5	Технологічність виробництва	N	N	S
6	Задоволеність покупця	S	S	S

## 5.2. Технологічний аудит проекту

Для визначення базових потреб перед запуском проектування та виробництва літальної техніки необхідно провести аналіз технологічного забезпечення, які можуть бути наявними на початку існування проекту. Цей аналіз представлено в таблиці 5.2.1.



## Технологічний аудит проекту

<i>№ п/п</i>	<i>Ідея проекту</i>	<i>Технології реалізації</i>	<i>Наявність технології</i>	<i>Доступність технології</i>
1	Проектування форми компонування ЛА.	Спеціальне програмне забезпечення	Створено	Необхідна покупка ліцензійного ПЗ
2	Виготовлення агрегатів із композитних матеріалів	Спеціальні матриці, матеріали та приміщення	Створено	Необхідна покупка матеріалів та оренда приміщення
3	Створення технологічної документації	Спеціальне програмне забезпечення	Створено	Доступні програми для безкоштовного використання
4	Льотні випробовування	Аеродинамічна труба. Виготовлення моделей. Спеціальне програмне забезпечення.	Створено Створено Створено	Необхідність купівля спеціального обладнання та ПЗ для кожного із пунктів.

За результатами аналізу технологічного аудиту видно, що важко запустити проект без початкового капіталу. Тому необхідно спробувати знайти спонсорські інвестиції, та заключити контракт із цими організаціями/структурами, що дасть можливість створити матеріальну та програмну базу для реалізації проекту з проектування та виробництва ЛА схеми «тандем».

### 5.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Цей етап є необхідний перед реалізацією ідеї, оскільки дає представлення щодо можливості входу на ринок та потенційної можливості для займання певної полиці на ньому. В таблиці 5.3.1 приведено інформацію

щодо аналізу потенційного ринку. Оскільки ринок авіабудування є дуже перспективним та постійно розширюється, вибір цього ринку це перспективним.

*Таблиця 5.3.1*

Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту

<i>№ n/n</i>	<i>Показники стану ринку</i>	<i>Характеристика</i>
1	Кількість головних гравців, од	3
2	Загальний обсяг продаж, ум.од	Залежить від проекту
3	Динаміка ринку	Постійно зростає
4	Наявність обмежень для входу	Високе технічне забезпечення
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Є
6	Середня норма рентабельності в галузі, %	25

Для чіткого визначення свого місця на ринку треба провести аналіз потенційних клієнтів, що будуть користуватися послугами компанії. Визначення цільової аудиторії також сприяє більш точному формуванню клієнтської бази та визначення основних маркетингових стратегій і реалізації діяльності компанії. В таблиці 5.3.2 визначаються потенційні групи клієнтів, їх характеристики, та формується орієнтовний перелік вимог до товару для кожної групи.

Таблиця 5.3.2

## Характеристика потенційних клієнтів проекту

<i>Потреба, що формує ринок</i>	<i>Цільова аудиторія</i>	<i>Вимоги споживачів до послуги</i>
Виробництво безпілотних літальних апаратів.	Військові та цивільні структури.	Простота в експлуатації, гарантійна підтримка.

Для визначення потенційних загроз та можливостей проекту на ринку, проводиться додатковий аналіз із прогнозуванням цих подій та можливих реакцій компанію на цю подію. Цей аналіз сформовано в двох наступних таблицях 5.3.3 та 5.3.4, де окремо винесені негативні та позитивні фактори впливу. До основних загроз було віднесено відсутність бази клієнтів та потенційних замовників та складності налагоджування оптимальних робочих процесів на перших етапах впровадження роботи.

Таблиця 5.3.3

## Фактори загроз

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1	Відсутність замовлень	Небажання працювати із новою компанією на ринку	Підняття медійності компанії. Надання більш вигідних умов для створення бази замовників.
2	Великі затрати	Кількість необхідних ресурсів для роботи вище запланованої.	Зміна структури проведення роботи. Оптимізація виробничих та невиробничих процесів.

Таблиця 5.3.4

## Фактори можливостей

№ п/п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1	Вихід на міжнародний ринок	Розширення бази клієнтів великою кількістю авіаційних підприємств закордоном.	Розширення штату та матеріального рівня доходу працівників. Відкриття філіалів в різних регіонах країни для більш рівномірного розподілу роботи.
2	Співпраця із великими компаніями	Вихід на співпрацю із великими авіабудівними компаніями.	Підвищення статусу та рівня довіри до компанії призведе до більшого признання на ринку. Розширення переліку інжинірингових послуг.

Наступним важливим кроком є конкуренції в обраній галузі проекту. Для кращої візуалізації це було представлено в вигляді таблиці 5.3.5, де представлено цей аналіз за М. Портером.

Таблиця 5.3.5

## Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

	<i>Прямі конкуренти в галузі</i>	<i>Потенційні конкуренти в галузі</i>	<i>Поставники</i>	<i>Клієнти</i>	<i>Послуги-замінники</i>
<i>Складові аналізу</i>	Великі конструкторські бюро	Приватні конструкторські бюро	Компанія матеріалів та ПЗ	Військові структури	Надлегкі пілотовані літальні апарати
<i>Висновки:</i>	Мала конкурентна боротьба через велику завантаженість цих підприємств.	Наявність потенційних конкурентів на даний момент.	Формують ціни	Формують час на виконання роботи.	Не мають переваги над БПЛА

Передостаннім етапом аналізу ринкових можливостей стартап проекту є його аналіз відносно кожного із прямих конкурентів. Цей аналіз

представляється у вигляді таблиці на якій зображено порівняння за факторами конкурентоспроможності. На таблиці 5.3.6 представлено аналіз за факторами конкурентоспроможності у порівнянні із підприємством A.Drones.

Таблиця 5.3.6

Порівняльний аналіз сторін проекту відносно A.Drones

№	Фактори конкурентоспроможності	Рейтинг товарів-конкурентів у порівнянні з A.Drones						
		-3	-2	-1	0	+1	+2	+3
1	Ціна					✓		
2	Довіра до наданих результатів		✓					
3	Комплексний аналіз питання	✓						
4	Матеріально-технічна база для проведення виробництва	✓						
5	Підтримка взаємозв'язку із замовником							✓
6	Час на проведення робіт/рівень завантаженості іншими завданнями						✓	

Фінальним етапом проведення ринкового аналізу стартап проекту є складання SWOT – аналіз. Цей аналіз представляється у вигляді матриці, в якій вказано сильні (Strength) та слабкі (Weak) сторони проекту, перелічено основні можливості (Opportunities) та загрози (Trouble) для проекту. SWOT аналіз представлено в таблиці 5.3.7.

## SWOT аналіз проекту

<b>Сильні сторони:</b> Ціна виконання; Підтримка взаємозв'язку із замовником; Час на проведення робот/рівень завантаженості іншими завданнями.	<b>Слабкі сторони:</b> Матеріальнотехнічна база для виробництва.
<b>Можливості:</b> Вихід на міжнародний ринок; Співпраця із великими компаніями.	<b>Загрози:</b> Відсутність замовлень; Великі затрати.

## 5.4. Розроблення ринкової стратегії проекту

Для визначення ринкової стратегії треба чітко визначитись із стратегії охоплення ринку, який оснований на описі цільових груп потенційних споживачів. В таблиці 5.4.1 представлено аналіз цих груп потенційних споживачів.

Таблиця 5.4.1

## Вибір цільових груп потенційних споживачів

<i>№ п/п</i>	<i>Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів</i>	<i>Готовність споживачів прийняти продукт</i>	<i>Орієнтовний попит в межах цільової групи</i>	<i>Інтенсивність конкуренції</i>	<i>Простота входу в сегмент</i>
1	Військові структури	Висока	Високий	Низька	Низька
2	Цивільні потреби	Низька	Низький	Висока	Висока

Вибір базової стратегії розвитку підприємства представлено в таблиці 5.4.2.

Таблиця 5.4.2

### Вибір базової стратегії розвитку підприємства

№ з/п	Чи є проект першопроходцем на ринку	Пошук нових споживачів, або забирати існуючих у конкурента	Чи буде компанія копіювати основні характеристики послуги конкурента	Стратегія конкурентної поведінки
1	Частково	Пошук нових споживачів	Частково	Стратегія заняття конкурентної ніші

### 5.5. Розробка маркетингової програми стартап-проекту

Для визначення маркетингової програми стартап проекту визначимо основні ключові переваги, які буде отримувати клієнт від послуг компанії (табл. 5.5.1) .

Таблиця 5.5.2

### Вибір базової стратегії розвитку підприємства

№ п/п	Потреба	Вигода яку пропонує послуга	Ключові переваги перед конкурентом
1	Проектування аеродинамічного компонування	Ескіз моделі	Час реалізації, технічна підтримка
2	Виробництво БПЛА схеми «тандем»	Готова модель БПЛА	Якість і точність, випуск відповідної документації до розрахунків.
3	Консультаційна підтримка	Керівництво щодо експлуатації.	Рекомендації щодо використання продукції

## **Висновки по розділу**

Під час роботи над стартап проектом було проведено аналіз концепції створення компанії із надання проектування та виробництва безпілотних літальних апаратів схеми «тандем».

Було проведено опис ідеї та визначення її сильних та слабких сторін. Виходячи із потреб на реалізацію проекту, було проведено аналіз необхідного технічного аудиту проекту. Аудит показав велику вартість для запуску проекту, яку неможливо покрити без спонсорських контрактів.

Було проведено аналіз потенційних ринкових можливостей запуску проекту. Визначено слабкі та сильні сторони проекту відносно потенційних конкурентів в ніші.

Було проведено ринковий аналіз стратегії проекту, що зможе надати максимальної перспективи розвитку. Проведено маркетинговий аналіз проекту.



## ВИСНОВКИ

В першому розділі проведено огляд літальних апаратів на базі нетрадиційної аеродинамічної схеми «тандем» протягом всього часу активного розвитку авіаційної техніки. Визначено засади для використання такого типу компонування, його переваги та недоліки у порівнянні з іншими схемами. З'ясовано, що у літальних апаратів тандемної схеми наявна перевага у діапазоні центрування та повздовжньої стійкості. Проте вони мають посередню шляхову стійкість і значний рознос маси по повздовжній осі.

В другому розділі проведено огляд методів знаходження аеродинамічних коефіцієнтів літального апарату схеми «тандем» для визначення ефективності його органів керування та балансувальних втрат. Найбільш точним та ефективним методом є проведення експериментів в аеродинамічній трубі. Проте такий спосіб вимагає значного запасу грошових ресурсів та часу на його виконання та обробку результатів. Аналогом є обчислювальна аеродинаміка – спеціальні пакети програмного забезпечення, які дозволяють моделювати процеси обтікання за допомогою комп'ютерної техніки.

В третьому розділі виконано розрахунок аеродинамічних коефіцієнтів при різному відхиленні рулів висоти літального апарату «А-8» схеми «тандем» для системи двох крил за допомогою метода вихрової решітки з підковоподібними (VLM1) та кільцевими вихорами (VLM2) та його ізольованого крила. Результат розрахунку представлений графіками залежності основних аеродинамічних коефіцієнтів:  $c_y(\alpha)$ ,  $c_x(c_x)$ ,  $m_z(\alpha)$ ,  $K(\alpha)$ .

В четвертому розділі проведено порівняння результатів розрахунку аеродинамічних коефіцієнтів літака «А-8», які отримано за допомогою програми XFLR5, із результатами експерименту в аеродинамічній трубі. Було кількісно встановлено вплив інтерференції крил (скіс потоку на задньому крилі) на ефективність РВ:  $\Delta c_y$  менше на 17%, а  $\Delta m_z$  більше на 26%, чим для ізольованого крила. Для оцінки ефективності рулів висоти відносно коефіцієнту підіймальної сили та моменту тангажа при малих кутах відхилення руля вниз (до  $10^\circ$ ) можна рекомендувати математичну модель

кільцевих вихорів (VLM2 або Ring Vortex), але в жодному разі не підковоподібних вихорів (VLM1 або Horseshoe Vortex).

В п'ятому розділі розроблено стартап проект щодо проектування та виробництва безпілотних літальних апаратів схеми «тандем». Визначено основних конкурентів ринку та потенційних клієнтів. Описано слабкі та сильні сторони ідеї та розроблено стратегічний план реалізації.

Подальший напрямок досліджень полягає у визначенні ефективності рулів висоти за допомогою аналітичного методу та високорівневого числового методу (*Ansys*) і порівняння отриманих даних з експериментальними.

### Список використаних джерел

1. Тандем (аэродинамическая схема) [Електронний ресурс]. – Режим доступу:  
[https://ru.wikipedia.org/wiki/Тандем\\_\(аэродинамическая\\_схема\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Тандем_(аэродинамическая_схема))
2. Предаченко К.О., Хоминич О.А. Перспективные направления исследований по изучению весовых, жесткостных, аэродинамических и летно-технических характеристик летательных аппаратов замкнутой аэродинамической схемы [Текст] / К.О. Предаченко, О.А. Хоминич – К.: НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», 2016.
3. III-Тандем [Електронний ресурс]. – Режим доступу:  
<https://ru.wikipedia.org/wiki/III-Тандем>
4. НМ-14 Pou du ciel [Електронний ресурс]. – Режим доступу:  
<http://www.airwar.ru/enc/law1/hm14.html>
5. Rutan Quickie [Електронний ресурс]. – Режим доступу:  
<http://www.airwar.ru/enc/la/quickie.html>
6. Scaled Composites Proteus [Електронний ресурс]. – Режим доступу:  
[https://ru.wikipedia.org/wiki/Scaled\\_Composites\\_Proteus](https://ru.wikipedia.org/wiki/Scaled_Composites_Proteus)
7. Пілум [Електронний ресурс]. – Режим доступу:  
<https://adrones.com.ua/drones/pilum/>
8. Летательные аппараты [Електронний ресурс]. – Режим доступу:  
<http://aeroclub.com.ua/?module=articles&c=La&b=3&a=2>
9. Прицкер Д.М. Аэродинамика [Текст] / Д.М. Прицкер, Г.И. Сахаров. – М. : Машиностроение, 1968. – 306 с.
10. Vortex lattice method [Електронний ресурс]. – Режим доступу:  
[https://en.wikipedia.org/wiki/Vortex\\_lattice\\_method#:~:text=The%20Vortex%20lattice%20method%2C%20\(VLM,aerodynamic%20education%20at%20university%20level.](https://en.wikipedia.org/wiki/Vortex_lattice_method#:~:text=The%20Vortex%20lattice%20method%2C%20(VLM,aerodynamic%20education%20at%20university%20level.)
11. Кривохатько І.С., Сухов В.В. Аналітичне та експериментальне визначення аеродинамічних характеристик літального апарата схеми

«тандем» [Текст] / І.С. Кривохатко, В.В. Сухов – К.: НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», 2014.

12. Xflr5. Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [https://engineering.purdue.edu/~aerodyn/AAE333/FALL10/HOMEWORKS/HW13/XFLR5\\_v6.01\\_Beta\\_Win32%282%29/Release/Guidelines.pdf](https://engineering.purdue.edu/~aerodyn/AAE333/FALL10/HOMEWORKS/HW13/XFLR5_v6.01_Beta_Win32%282%29/Release/Guidelines.pdf)
13. Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик натурного сверхлегкого летательного аппарата А-8 в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ [Текст] / Научно-технический отчет. Инв. № 5152. – ЦАГИ, 1987.
14. Kryvokhatko, I. S. Tandem-scheme Aircraft Controllability [Text] / I. S. Kryvokhatko // Actual Problems of Unmanned Air Vehicles Developments Proceedings (APUAVD), 2019 IEEE 5th International Conference, Kyiv, 22-24 Oct. 2019. – Kyiv, 2019. - P. 149-152.